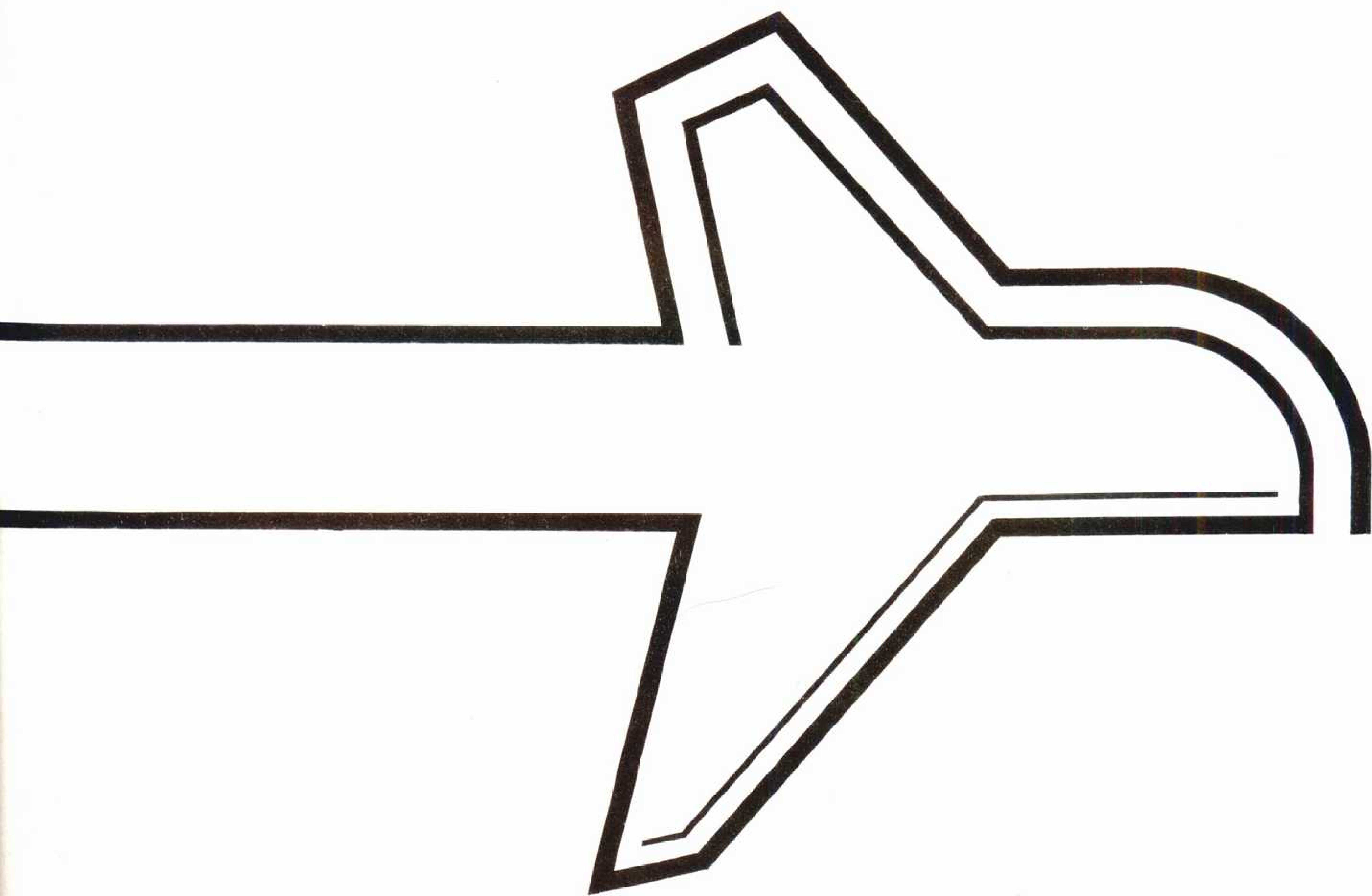
PERFILES

HISTORIA DE LA AVIACIÓN



VISCONTEA



Editor: Renato Pinto

Texto de: G. Apostolo
G. Bignozzi
B. Catalanotto
C. Falessi

Ilustraciones de: V. Cosentino
P. Dell' Orco
A. Gigli
M. Jacoponi
M. Jocca
M. Ralli
C. Tatangelo
R. Terrinoni

Traducción: María del Rosario Giannandrea

Asesoría Técnica: Gianfranco Rotondi
Roberto C. Robles

Proyecto Gráfico
Edición en Castellano: Elsa F. de Corvalán

Redacción: Gabriela Guenzi
María L. Fornari
Giuliana Gobbi
Bianca Silva Coronel

Título original de la obra: Storia dell'aviazione. Queda hecho el depósito que establece la ley 11.723. Editado en Argentina. Impreso en Macchi, Pedro Echagüe 3074, Buenos Aires. Marzo 1983 - N° 4

PERFILES
HISTORIA DE LA AVIACIÓN
PARTE IV

VISCONTEA

YAKOVLEV Yak-1, 3, 7, 9



Una formación de Yak-9D (izquierda) de un regimiento de la Guardia, volando sobre Sebastopol en mayo de 1944. El avión en primer plano con el número 22 en amarillo, estaba piloteado por M.V. Avdyeyev, héroe de la URSS con 15 victorias confirmadas. La indicación de los derribamientos está dada por las estrellitas sobre la estrella roja en el timón; en la trompa, las insignias de la Guardia y del orden de la bandera roja (Archivo Palazzi). Abajo: formación del Yak-1 de la última serie, con el motor M-105 PF y el nuevo diseño de los cubrerruedas (Archivo Bignozzi). Más abajo: un biplaza de adiestramiento Yak-7 en una formación de caza LaGG-3 (Archivo Bignozzi).

CARACTERÍSTICAS		Yak-1	Yak-7B	Yak-9T	Yak-9D	Yak-9U	Yak-3
Envergadura	m	10,00	10,00	10,00	10,00	10,00	9,20
Largo total	m	8,65	8,65	8,65	8,65	8,70	8,65
Altura	m	2,63	3,00	3,00	3,00	2,43	—
Superficie alar	m²	17,35	17,35	17,35	17,35	17,35	14,85
Peso vacío	kg	2 330	—	2 750	—	2 315	—
Peso total	kg	2 820	—	3 200	3 115	3 150	2 660
Velocidad máxima	km/h	586	599	584	600	700	658
a la altura de	m	5 000	—	5 000	3 500	5 500	3 500
Trepada a	m	5 000	—	—	—	—	5 000
en el tiempo de		4'30"	—	—	—	—	4'1"
Techo práctico	m	9 980	—	11 000	—	10 500	10 800
Alcance	km	700	—	440-820	1 300	880	730-900
Motor tipo		VK-105PA	VK-105PF	VK-105PF	VK-105PF	VK-107A	VK-105PF-2
Potencia en el decolaje	CV	1 100	1 210	1 210	1 210	1 620	1 222
Potencia en altura	CV	—	1 260	1 260	1 260	1 500	—
a	m	—	800	800	800	4 500	—

Indudablemente los caza más difundidos en la aviación soviética durante la Segunda Guerra Mundial fueron los monomotores Yak, que representaron la casi totalidad de los 37000 aviones aproximadamente proyectados por Aleksandr Sergheievič Yakovlev, fabricados en aquellos años. La importancia de éstos no fue sólo cuantitativa; capaces de oponerse eficazmente a los mejores caza enemigos (aunque solamente a bajas-medias alturas), permitieron proteger eficazmente objetivos propios y a los aviones que atacaban los objetivos enemigos, participando también directamente en tales ataques. Además debe destacarse que a las excelentes características de vuelo unían una extremada y rústica simplicidad, por lo cual podían operar en las más diversas condiciones climáticas y ambientales que, comúnmente, obligaban a sus enemigos a permanecer en tierra. Su planeamiento había tenido en cuenta la necesidad de facilitar tanto la producción como su mantenimiento en las unidades, como también la previsible necesidad de adecuar la célula base a las continuas mejoras dictadas por la experiencia bélica y por las siempre crecientes exigencias. Esta fundamental adaptabilidad del proyecto, permitió realizar toda una familia de modelos diferentes sin alterar esencialmente los procedimientos de producción, elemento de fundamental importancia para asegurar una entrada ininterrumpida de aviones en las unidades. Que la fórmula de partida era válida, lo demuestra el hecho de que aún en la guerra de Corea, los últimos modelos del Yak-9 pudieron hacer frente a los más modernos aviones enemigos, sosteniendo combates inclusive contra aviones de reacción.

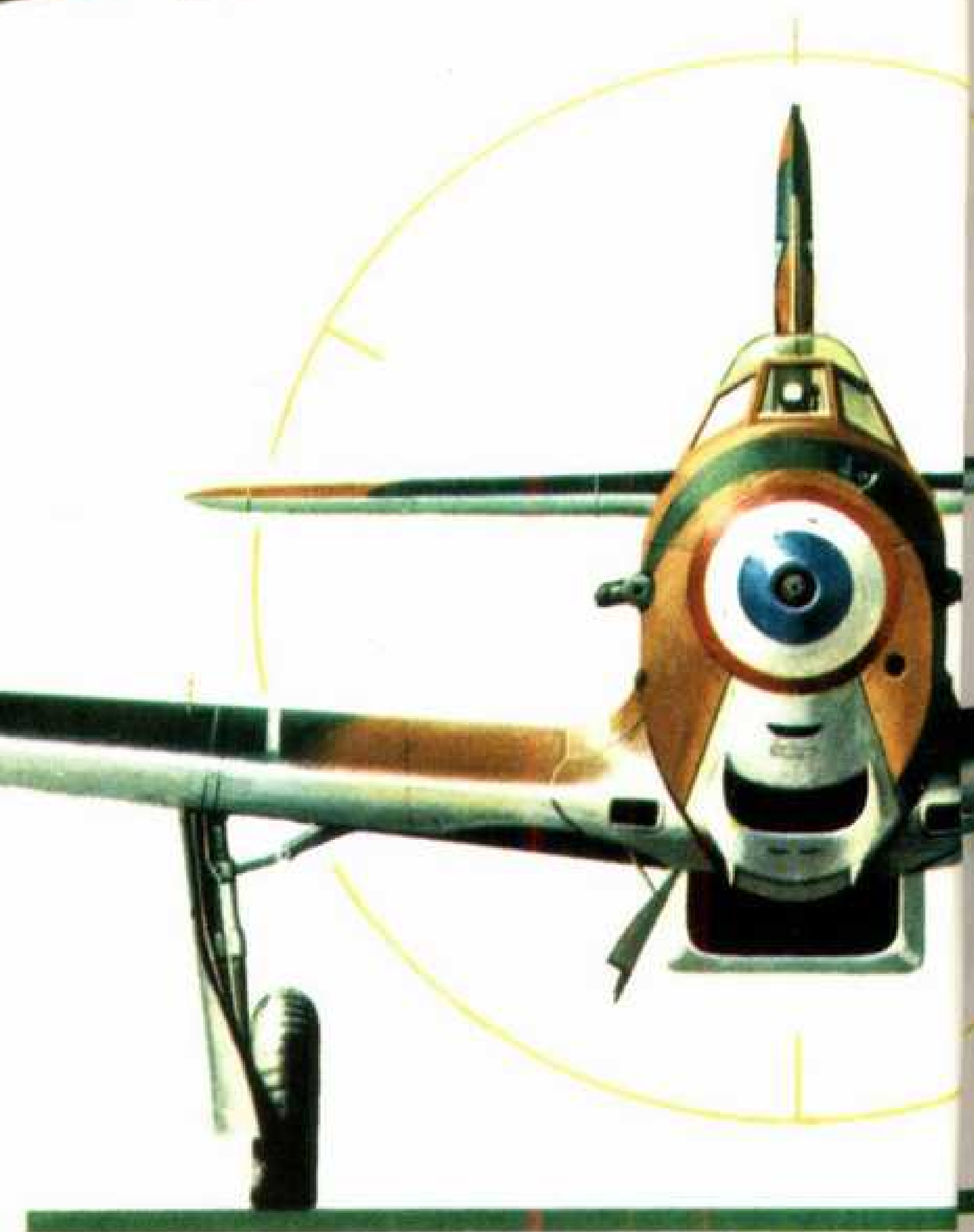
Su técnica

El Yak-1 tenía una estructura mixta, con ala de madera y fuselaje metálico. El ala (caracterizada por un diseño en planta con fuerte convergencia en ambos bordes, y por sus características de autorrotación no precisamente brillantes) de doble larguero,





El avión ilustrado, un Yakovlev Yak-9T, pertenecía al regimiento ''Normandie-Niemen'', formado por pilotos franceses, que operó en el frente oriental desde 1943 hasta la finalización de la guerra, equipado en un principio con Yak-1M, luego Yak-9 en las versiones D y T y, con Yak-3; con este último avión la unidad regresó a Francia al finalizar las hostilidades. Las ilustraciones se refieren especialmente al ejemplar empleado por el Capitán René Challe en Dubrovka, en junio de 1944; el distintivo pintado en el fuselaje es, en efecto, el de la ''Furia'', es decir, de la 6a. escuadrilla del GC.III/7, en el cual el oficial militaba en la época de la batalla de Francia, en 1940. El número individual estaba pintado en una zona coloreada más intensamente que cubría, evidentemente, una numeración anterior





0 1 2 m

marcello ralli

YAKOVLEV YAK-9T

La disposición de las estrellas subalares era insólita, pero podía hallarse en varios ejemplares de aviones Yakovlev, mientras que, de acuerdo con las costumbres rusas, ningún distintivo era pintado en la superficie alar superior. Las marcas blancas en el borde de ataque alar servían para facilitar al piloto el carreteo, indicándole la posición del tren de aterrizaje. Los recuadros oscuros debajo del ala corresponden a los depósitos alares.

En la vista frontal, se observa uno de los indicadores mecánicos de tren de aterrizaje extendido y bloqueado, que sobresale del dorso de la semiala derecha; además, se indica la rueda izquierda en posición de amortiguador totalmente extendido. Es importante observar que el eje horizontal del motor está ligeramente inclinado hacia adelante respecto del eje longitudinal del avión











En orden descendente: en un campo ocupado, militares del Eje observan un Yak-7UTI dañado (Archivo Bignozzi). Un Yak-1M carreteando, edición con capota de visibilidad total y superficie alar reducida del Yak-1. Obsérvese la nueva forma de los cubrerruedas y del radiador ventral (Archivo Bignozzi). Un Yak-3 del regimiento francés "Normandie-Niemen" que operó en el frente ruso con diversos tipos de caza Yakovlev. En la fotografía se observa la posición abierta de las salidas de aire de los radiadores de aceite (Archivo Bignozzi). Dos Yak-3 franceses, después del regreso de la unidad a su patria. En todos los aviones se colocó, en el timón, la enseña tricolor (Archivo Bignozzi)

estaba realizada en una sola pieza y revestida en madera terciada; el fuselaje estaba constituido por tubos de acero, revestido con paneles (fácilmente removibles para su inspección y sustitución) de aleación liviana para la parte anterior, mientras que la parte central estaba recubierta por paneles de madera terciada y la posterior en tela. También tenían revestimiento de tela las superficies móviles de control, cuya estructura era metálica.

El tren de aterrizaje era retráctil con comando hidráulico, y su respectiva instalación fue la mayor fuente de inconvenientes en la puesta a punto del avión. La cabina, cerrada por una capota corrediza, estaba protegida totalmente con una lámina de acero de 9 mm de espesor, colocada detrás del respaldo del puesto del piloto, que disponía de la cantidad mínima indispensable de instrumentos, de una mira de puntería de reflexión aún rudimentaria, y de un aparato de radio receptor-trasmisor de alta frecuencia, con un solo canal.

El motor era un Klimov M-105 de 12 cilindros de dos bancos en V (edición rusa del francés Hispano Suiza) en un principio en la versión PA de 1100 caballos en el decolaje, con compresor de una etapa de dos velocidades, que accionaba una hélice VIŠ-61P metálica tripala de paso variable; el combustible, por un total de 409 litros, estaba contenido en cuatro depósitos todos en el ala. El total del armamento estaba concentrado en el fuselaje, comprendiendo un cañón ŠVAK de 20 mm con 120 disparos, colocado entre los bancos de los cilindros del motor y que disparaba a través de la nuez de la hélice, y dos ametralladoras ŠKAS de 7,62 mm con 375 disparos por arma, sincronizadas para el tiro a través del disco de la hélice. Debajo de las semialas podían aplicarse seis proyectiles-cohete RS-82, o bombas de poco peso.

La estructura permaneció inalterada en el Yak-7, hasta el verano de 1942 cuando se experimentó en el prototipo Yak-7DI (Dalnii Istrebitel', caza de gran alcance) una superficie alar con largueros metálicos; cuando tal solución fue adoptada en los aviones de serie, éstos fueron designados Yak-9. Llevaban el motor VK-105PF o PD de 1200 caballos con hélice VIŠ-105SV con paso variable automáticamente, como también los Yak-7 y los últimos Yak-1, y disponían tanto de depósitos con mayor capacidad (450 litros, que se convirtieron en 650 litros en el Yak-9D y en 880 en el Yak-9DD), como de un armamento más poderoso, como también de mejoras en el instrumental y en la protección pasiva para el piloto y los depósitos.

El ala totalmente metálica, incluido el revestimiento (mientras que el fuselaje evolucionaba hacia el monocasco de aleación liviana) apareció sólo en diciembre de 1943, en el prototipo del Yak-9U, como parte del programa de renovación del avión, que comprendía la adopción del nuevo motor VK-107A (con carburadores de inyección) y muchos afinamientos aerodinámicos que llevaron a una línea realmente más "pulida". Este trabajo de reelaboración y perfeccionamiento fue comenzado en 1942 en células del fundador de esta familia, que tomaron la sigla Yak-1M, y se utilizó también para el componente "liviano" de la estirpe, el Yak-3, que heredaba del Yak-1M también la superficie alar reducida y la capota con total visibilidad; esta última había nacido con el Yak-7B y estuvo presente en todas las versiones del Yak-9.

Su evolución

De los tres caza de la "segunda generación" realizados para el concurso de 1938, el último que voló fue el proyectado por Yakovlev, comenzando las pruebas en el verano de 1940: el I-61 del *équipe* guiado por Mikoyan había comenzado las mismas en marzo, y el I-22 del grupo de Lavočkin también en marzo de 1939. Sin embargo el I-26, primer avión militar proyectado por el ingeniero de treinta y dos años, conocido solamente por sus avionetas y planeadores, fue el que le acarreó los más codiciados reconocimientos. El avión, que muy pronto sería designado Yak-1, se reveló inmediatamente el más equilibrado del trío, fácil de pilotear, veloz y muy maniobrable, resistente y fácil de construir y mantener en eficiencia. Agradó inmediatamente a los técnicos y los pilotos, inclusive por la armonía de sus líneas que le valió el apodo de "Krasaveč" (belleza), más tarde reemplazado con el de "Rayak". La primera serie difería del prototipo por la rueda de cola que ya no era retráctil, el desplazamiento de la toma de aire del carburador desde abajo del motor (a la altura del borde de ataque alar) a la raíz de la semiala izquierda, por el gran radiador para el aceite colocado debajo de la trompa, como también por la ojiva perfeccionada y por las ventanillas posteriores, similares a las del LaGG-3. Posteriormente, las tomas de aire en la raíz alar fueron dos —una a cada lado— y en el centro de la ojiva apareció la caña del cañón, normalmente ausente en los primeros ejemplares, mientras que el sector de ventanillas de la cabina volvía a una forma similar a la del prototipo y el radiador del líquido de refrigeración para el motor era corrido más hacia adelante (también era más grande, debido a las mayores exigencias del motor VK-105PF). El par de ametralladoras de 7,62 mm, fue sustituida comúnmente con una sola Beresin BS de 12,7 mm, con 220 disparos.

Una variante biplaza, para la adaptación de los pilotos y diversas tareas auxiliares, había sido obtenida de la primera serie denominada UTI-26; la variante análoga del modelo con el nuevo motor adoptó la sigla Yak-7V. Una cierta cantidad de estos aviones fue convertida a la configuración monoplaza (probablemente para hacer frente a un temporario

momento crítico en la provisión de aviones de caza), con la designación Yak-7A, difiriendo de los Yak-1 por la rueda de cola retráctil y la diferente línea del dorso, resultante de la forma originariamente impuesta por la segunda cabina. Sin embargo, ésta era de nuevo diseño en los últimos ejemplares del biplaza, para conferir mejor visibilidad hacia atrás, razón por la cual también la sección posterior del fuselaje había sido bajada: por lo tanto, la edición monoplaza de estos nuevos Yak-7V pudo tener una capota con visibilidad total, la cual, juntamente con las diversas mejoras (como un acabado más esmerado y una mejor circulación de aire en el radiador, corrido hacia atrás, resultantes en un considerable aumento de velocidad), le valió la nueva sigla Yak-7B.

Mientras que en algunos Yak se llevaban a cabo diversos experimentos, como la aplicación de un turborreactor proyectado por Merkulov (uno debajo de la superficie alar de un Yak-7A que tomó la sigla de Yak-7ARD, y dos más pequeños debajo de las semialas de un biplaza, Yak-7VRD), Yakovlev le confería una nueva línea a la célula base para obtener el mayor beneficio de la prevista disponibilidad del nuevo motor VK-107 y de materiales metálicos que escaseaban cuando había proyectado el Yak-1. El estudio aerodinámico y estructural efectuado hasta ese momento ofrecía la posibilidad de mejorar las performances generales realizando un avión más versátil, con ala de largueros metálicos (que dejaban mayor espacio para los depósitos, además de ahorrar peso) y, en el futuro, un nuevo motor, como también de desarrollar un ulterior modelo más especializado, con la estructura originaria pero con la ventaja de los progresos logrados en el afinamiento aerodinámico. De este modo, se vislumbraron en 1942 dos líneas de desarrollo: aquella que del Yak-7 llevó al Yak-9 y aquella que, mediante el Yak-1M ("Modifikazia"), realizado en pocos ejemplares, condujo al Yak-3; respectivamente, un caza "polivalente" y un agilísimo avión de combate destinado a asegurar la superioridad local en los sectores más comprometedores, aun a alturas bastante superiores (aunque no mucho) a aquella en la cual los caza soviéticos aventajaban habitualmente a los alemanes. Además de la trompa carente de radiador para el aceite (que había pasado adentro de la raíz de la semiala izquierda) el Yak-3 se caracterizaba por la forma curvilínea del parabrisas y por la ausencia de la antena de radio. Estaba armado con un ŠVAK (120 disparos) y dos BŠ (250 disparos por arma). La versión Yak-3U con motor VK-107A quedó como prototipo, un ejemplar convertido en avión de reacción se convirtió en el prototipo del Yak-15, primer caza de reacción de la aviación soviética.

Si los Yak-9 de la primera serie eran exteriormente idénticos al Yak-7B, los siguientes comportaron modificaciones bastante visibles, comenzando por el regreso del radiador ventral en la posición más avanzada. El armamento fue rápidamente reforzado: el Yak-9M llevó una segunda ametralladora BŠ, mientras que el Yak-9B ("Bombardirovčik") presentaba un depósito ventral que podía contener hasta 400 kg de bombas. La capacidad de carga fue aprovechada en 1943, de dos maneras diferentes: para incrementar ulteriormente el armamento de tiro de los aviones destinados al apoyo táctico a corta distancia, y para aumentar el radio de acción de aquéllos destinados a la escolta de los bombarderos. Para la primera tarea se realizó el Yak-9T ("Tyažoly", pesado o "Tankovoy", es decir "para los tanques"), con un cañón Nudelman-Suzanov de 37 mm dotado de 30 disparos en lugar de aquél de 20 mm, y una sola arma de 12,7 mm; para la segunda tarea, apareció el Yak-9D, con depósitos aumentados (en perjuicio del armamento, que volvía a contar con una sola ametralladora BŠ). El Yak-9T, identificable por su cabina que había sido corrida 40 cm hacia atrás (con el fin de compensar el mayor peso en la proa derivado del gran cañón), llevó comúnmente, debido a insuficientes provisiones de cañones pesados, el arma principal sustituida con un MPŠ de 20 mm o con el más moderno MP-23W de 23 mm, pero algunas veces, también con una ametralladora BŠ; sin embargo, algunos ejemplares (indicados como Yak-7K) llevaron un arma aun más pesada: 45 mm (o también 50 mm), con 15 disparos (más un arma de 7,62 mm para la colimación), realmente eficaz inclusive contra los tanques Tiger y Panther, y que los caza soviéticos emplearon también contra las naves alemanas en el Báltico.

Para la escolta, al Yak-9D le siguió el Yak-9DD ("Dalno Distanzionny", de grandísima autonomía), capaz de permanecer en vuelo por más de cuatro horas. La versión L ("Lyogkii", más liviano) no fue realizada en grandes series, con motor VK-105PD y armamento reducido a una BŠ y una ŠKAS, destinada a combatir a alturas superiores; pero la evolución del avión continuó gracias a la disponibilidad del motor VK-107, y mediante la adopción de una estructura totalmente metálica y de un mejor perfilado aerodinámico. Los modelos de esta segunda generación fueron el Yak-9U ("Usilennui", o "Ulutsennyi", potenciado) y el posbélico Yak-9P ("Pierevatčik", avión de interceptación), ambos caracterizados por la desaparición del radiador de aceite en la trompa.

El Yak-9P, mejor dotado en materia de instrumental y equipos de a bordo, presentaba además, como en el Yak-3, un panel trasparente dorsal de-

En las dos fotografías de aquí abajo: El Groupe de Chasse III/5 "Normandie-Niemen" conservó a los Yak-3 hasta mayo de 1947 y tuvo su base en el aeropuerto de Le Bourget (París). En la fotografía, los aviones recién regresados a Francia, aun con las insignias soviéticas (Archivo Apostolo).
De la versión monoplaza del Yak-7, derivó el nuevo caza Yak-9, que entró en línea en agosto de 1942 y que tuvo su bautismo de fuego durante la batalla de Stalingrado, en octubre de ese año (Archivo Apostolo).
Abajo, a la izquierda: la línea penetrante y el nuevo diseño de los cubrerruedas del Yak-3, sobresalen en esta fotografía de un ejemplar francés (Archivo Apostolo).
Abajo, a la derecha: en el campo de Palese (Bari), formación de Yak-9DD de la 236a., división de caza que operó en el campo italiano en apoyo de los guerrilleros yugoslavos y, posteriormente, de aquellos balcánicos en la zona Soten-Olik (Archivo Bignozzi)

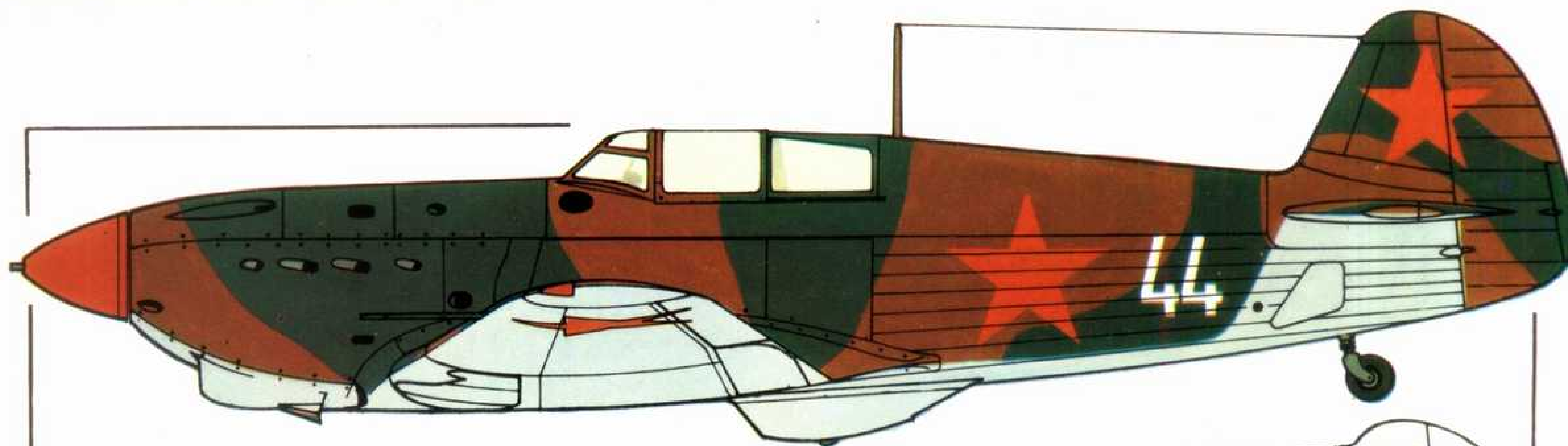




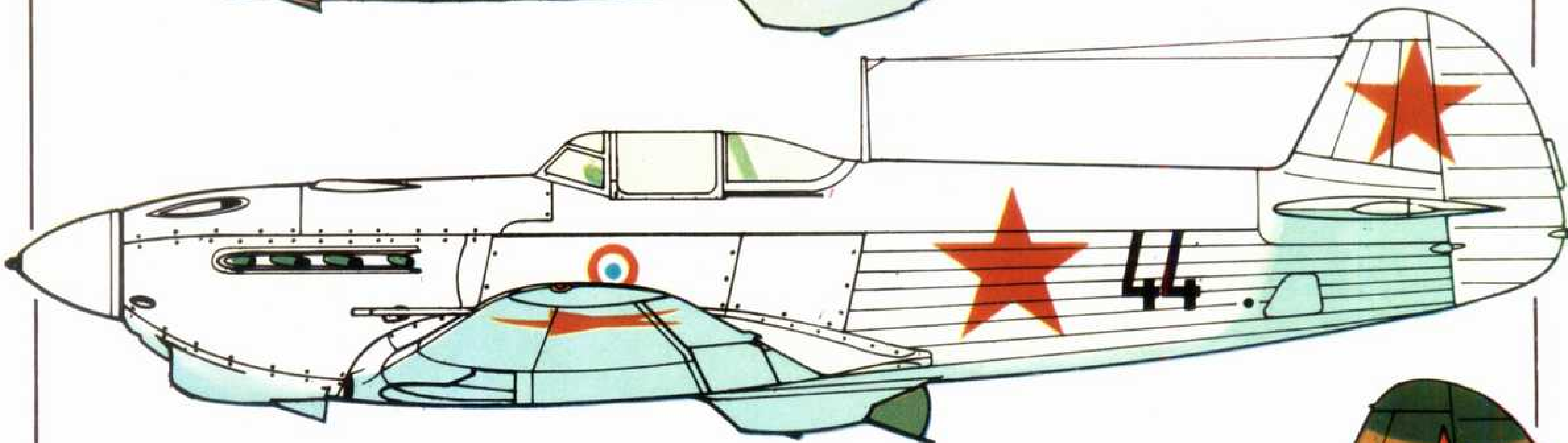




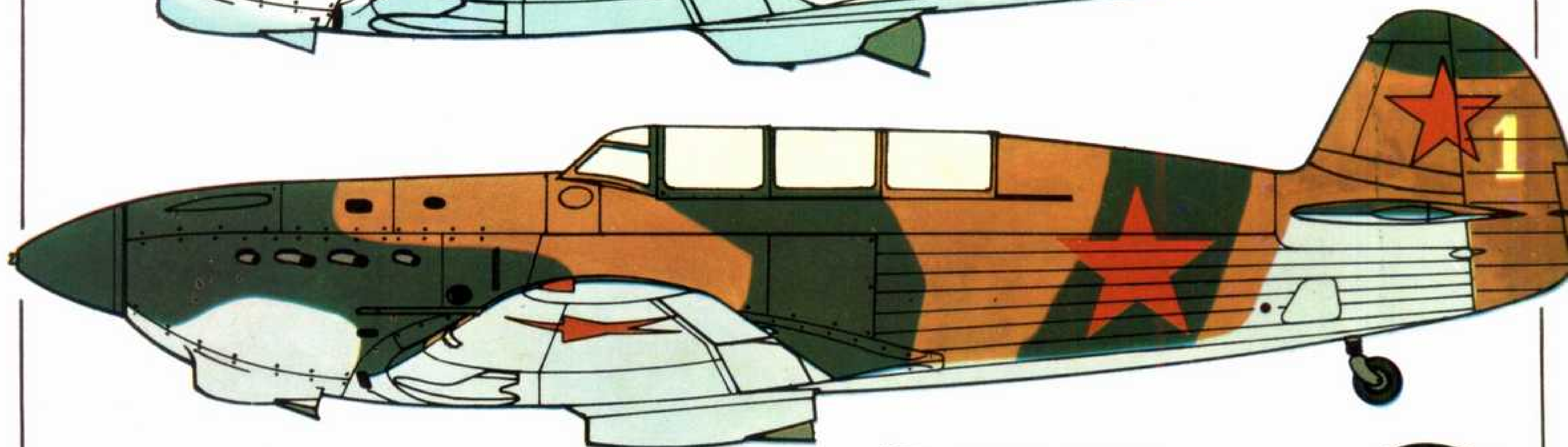
Yak-1 de la primera serie de gran producción, identificable por la forma de los paneles que recubrían los parantes del tren de aterrizaje y por la forma redondeada de los radiadores (no apreciable en la vista de perfil). El avión ilustrado pertenecía a una de las más conocidas aviadoras soviéticas de caza, teniente Lily Litvyak, en 1941



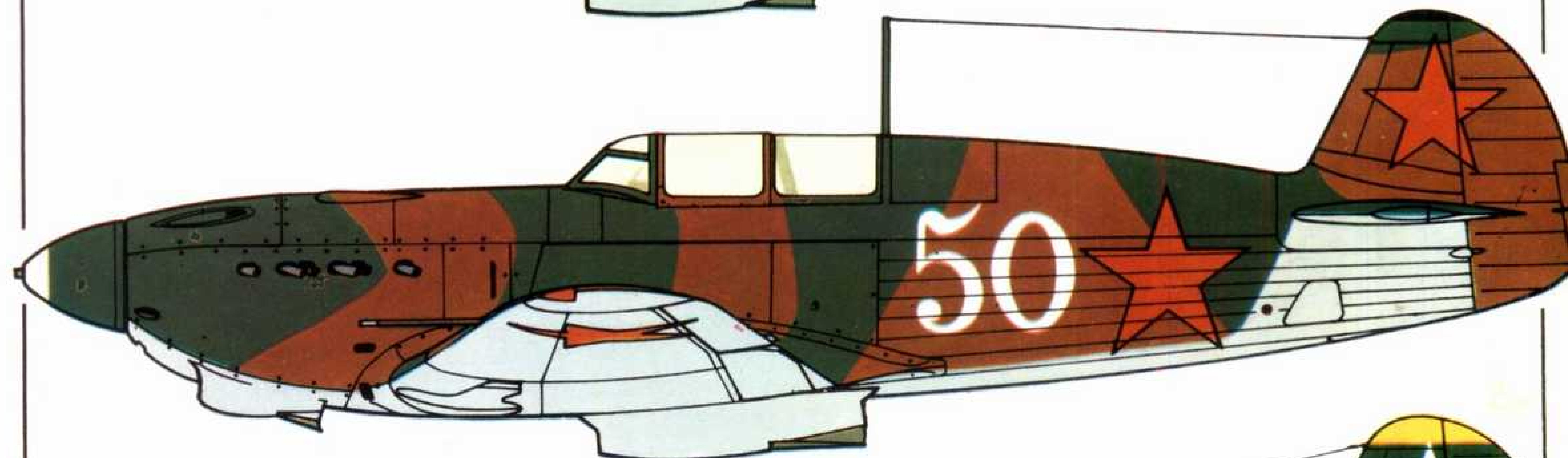
Yak-1M del regimiento francés ''Normandie-Niemen'', con la coloración invernal, en Ivanovo en 1943. El avión con el número 44 era el del subteniente Marcel Albert. Este modelo del caza Yakovlev tenía la única toma de aire del carburador, sobre la raíz de la semiala izquierda



Yak-7V utilizado esencialmente como biplaza de adiestramiento. La ilustración reproduce un ejemplar hallado, ampliamente dañado, en un campo ocupado por las fuerzas ítalo-alemanas



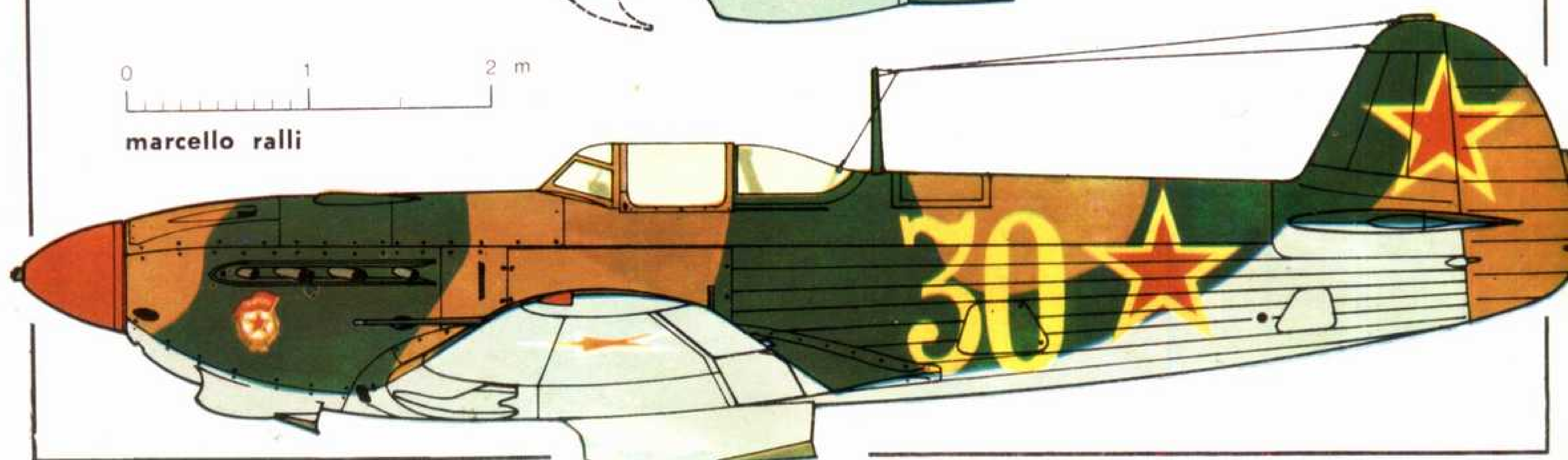
Yak-7A, edición monoplaza de caza del Yak-7V. El avión ilustrado era el del teniente coronel Anatoli Emilianovic Golubov, comandante del 18 regimiento de caza de la Guardia, en Khationki, en la primavera de 1943

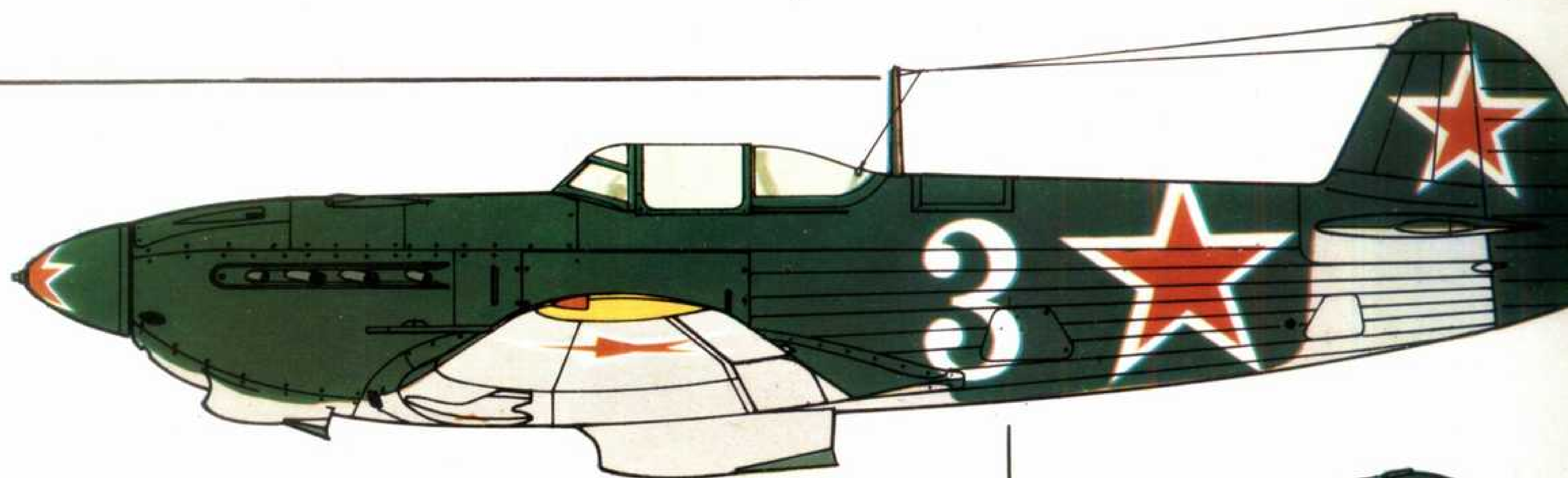


Yak-3 del mayor Serghiei Luganski, uno de los principales ases soviéticos con 34 victorias aéreas; el avión llevaba la dedicatoria al Héroe de la Unión Soviética (Luganski obtuvo dos veces esta condecoración) por parte de las organizaciones juveniles de Alma Ata

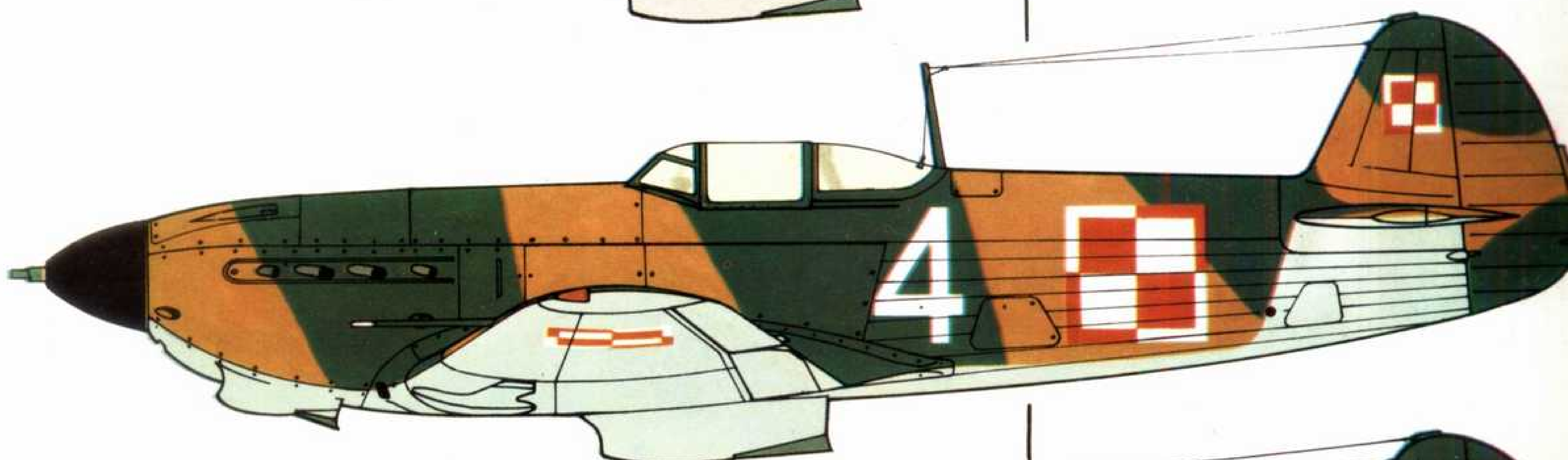


Yak-9D de un regimiento de la Guardia. En la trompa del avión se observa el distintivo de estas unidades. La versión D, una de las más difundidas del Yak-9, tenía una mayor autonomía respecto de los anteriores Yak-9 y 9M

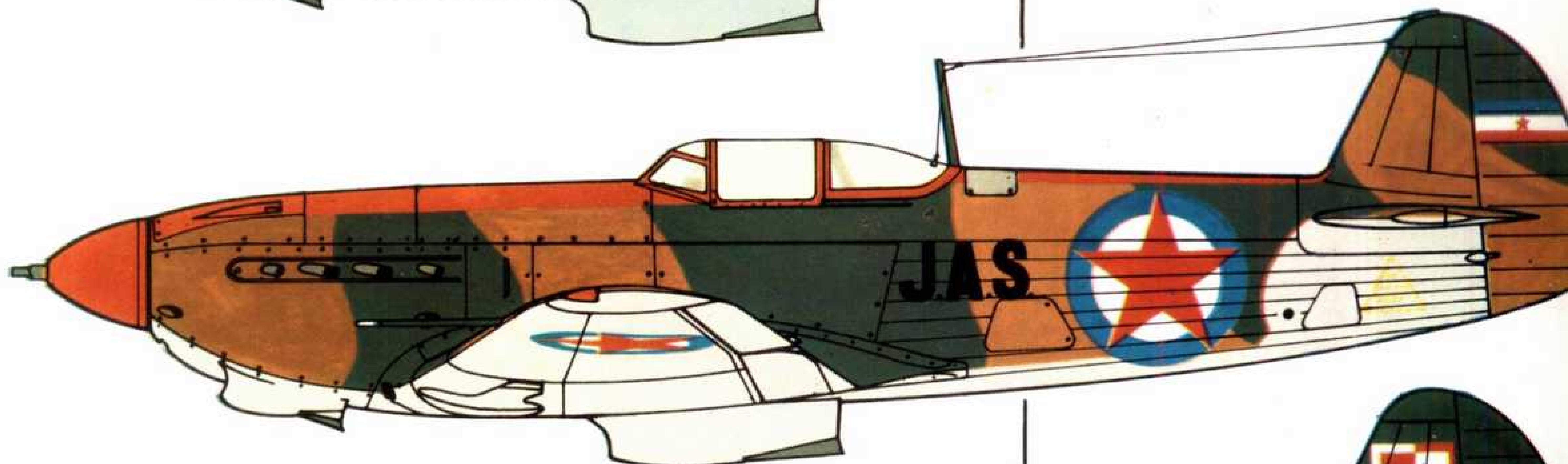




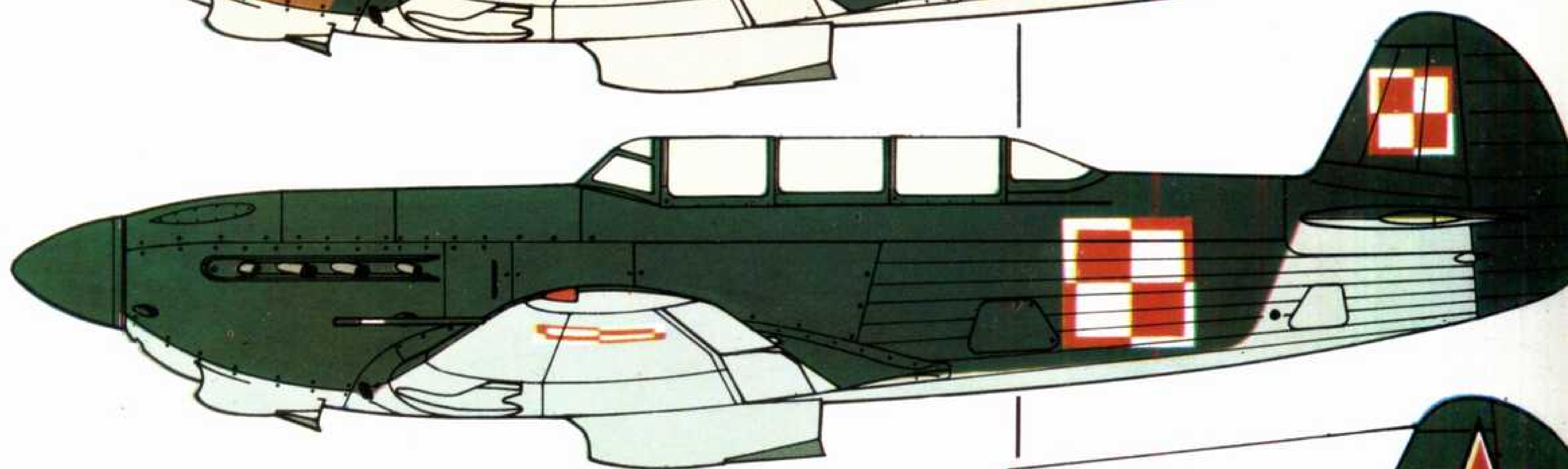
Yak-9DD, versión de grandísima autonomía, perteneciente a la 236a., división de caza empleada para la escolta de los bombarderos americanos en misión sobre Europa oriental; en estas operaciones "de ida y vuelta", se utilizaban para el reabastecimiento los aeropuertos meridionales italianos ocupados por los Aliados (en especial, Bari)



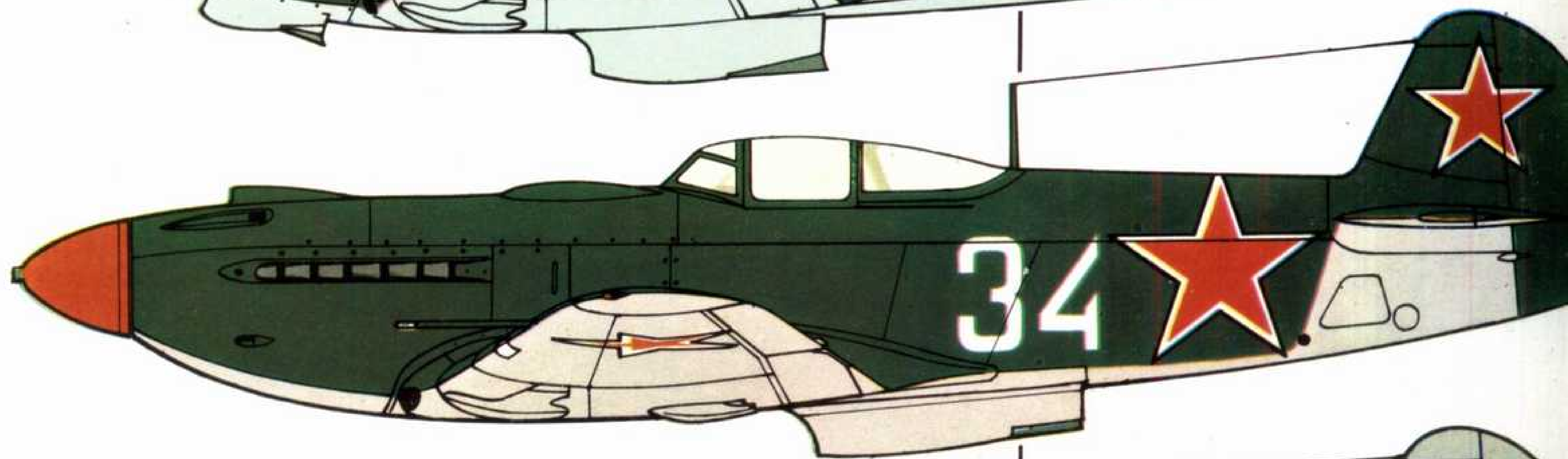
Yak-9T del regimiento "Vistula" con las insignias nacionales polacas posbélicas (durante la guerra, los distintivos de esta unidad polaca que operaba dentro del Ejército Rojo, eran aquellos estándar rusos, con el agregado de un pequeño emblema polaco debajo de la cabina). La versión T estaba caracterizada por el mayor calibre, normalmente 37 mm, del cañón que disparaba a través de la nuez de la hélice. Obsérvese el desplazamiento hacia atrás de la cabina de pilotaje respecto de los modelos anteriores



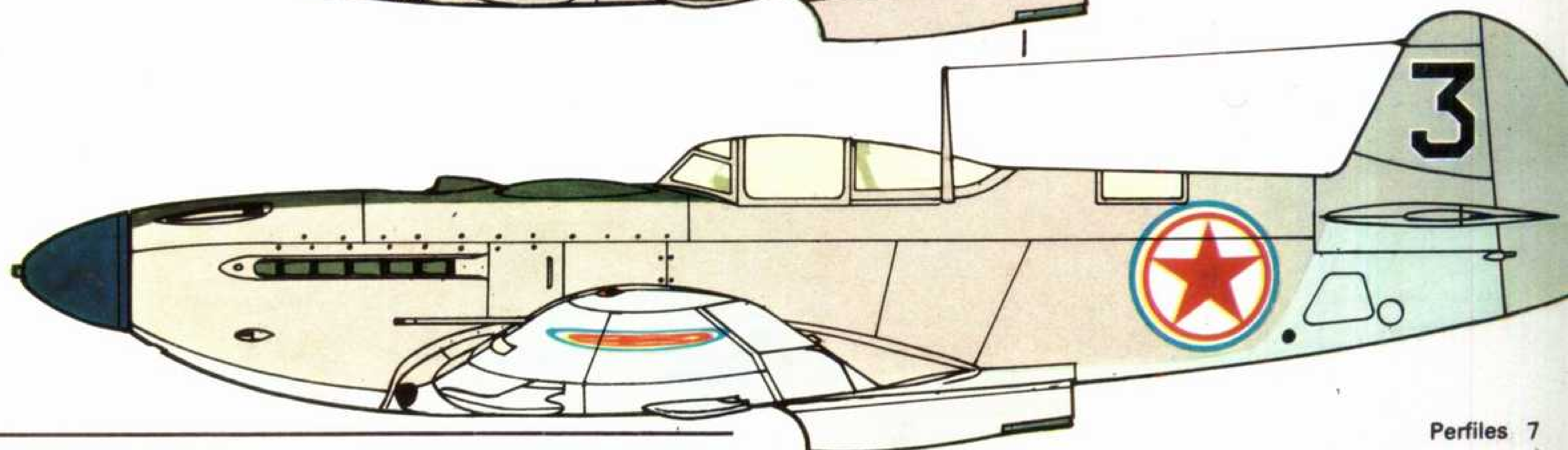
Yak-9T de las fuerzas aéreas yugoslavas, reconstituidas en 1944 e indicadas con la sigla J.A.S. en el costado. El ejemplar ilustrado es el que aterrizó en 1946 en el aeropuerto de Treviso piloteado por un oficial yugoslavo disidente



"9 Sparka" (doble nueve) era el nombre asignado a la conversión en biplaza de adiestramiento de muchos Yak-9, efectuada en Polonia después de la guerra



Yak-9U, la última versión realizada en período bélico del caza Yakovlev, fue observado dando vueltas en proximidad de los aviones de trasporte estadounidenses ocupados en el puente aéreo de Berlín en la posguerra



Yak-9P de la aviación de Corea del Norte que operaba en 1950 contras las fuerzas de la ONU.
Uno de estos aviones fue capturado intacto y enviado a los Estados Unidos para su evaluación; recibió la matrícula T2-3002 de la USAF, pero conservó su coloración originaria





El Yak-9T de la fotografía de aquí arriba (representado también en los perfiles en colores), de la aviación yugoslava, aterrizó en 1946 en Treviso, piloteado por un aviador opuesto al régimen. El avión fue incorporado por la RAF, que tenía una base en ese aeropuerto, y sobre las cucardas yugoslavas fueron pintadas las inglesas (Archivo Bignozzi).
Arriba, a la derecha: muchas soluciones nacidas con el Yak-3 fueron incorporadas en la versión U del Yak-9, en especial el pasaje del radiador de aceite de la proa a dos elementos en la raíz de las semialas (Archivo Bignozzi)
Abajo, a la izquierda: el Yak-9U donado por el ingeniero Yakovlev al museo aeronáutico central de Moscú (Archivo Bignozzi).
Abajo, a la derecha: el último desarrollo de la serie, el Yak-9P, identificable por el alojamiento trasparente de la antena para el radiogoniómetro. Este ejemplar capturado en Corea, fue trasportado a los Estados Unidos y expuesto en el Museo de la USAF de Wright Patterson (también este avión está representado en los perfiles en colores) (Archivo Bignozzi)

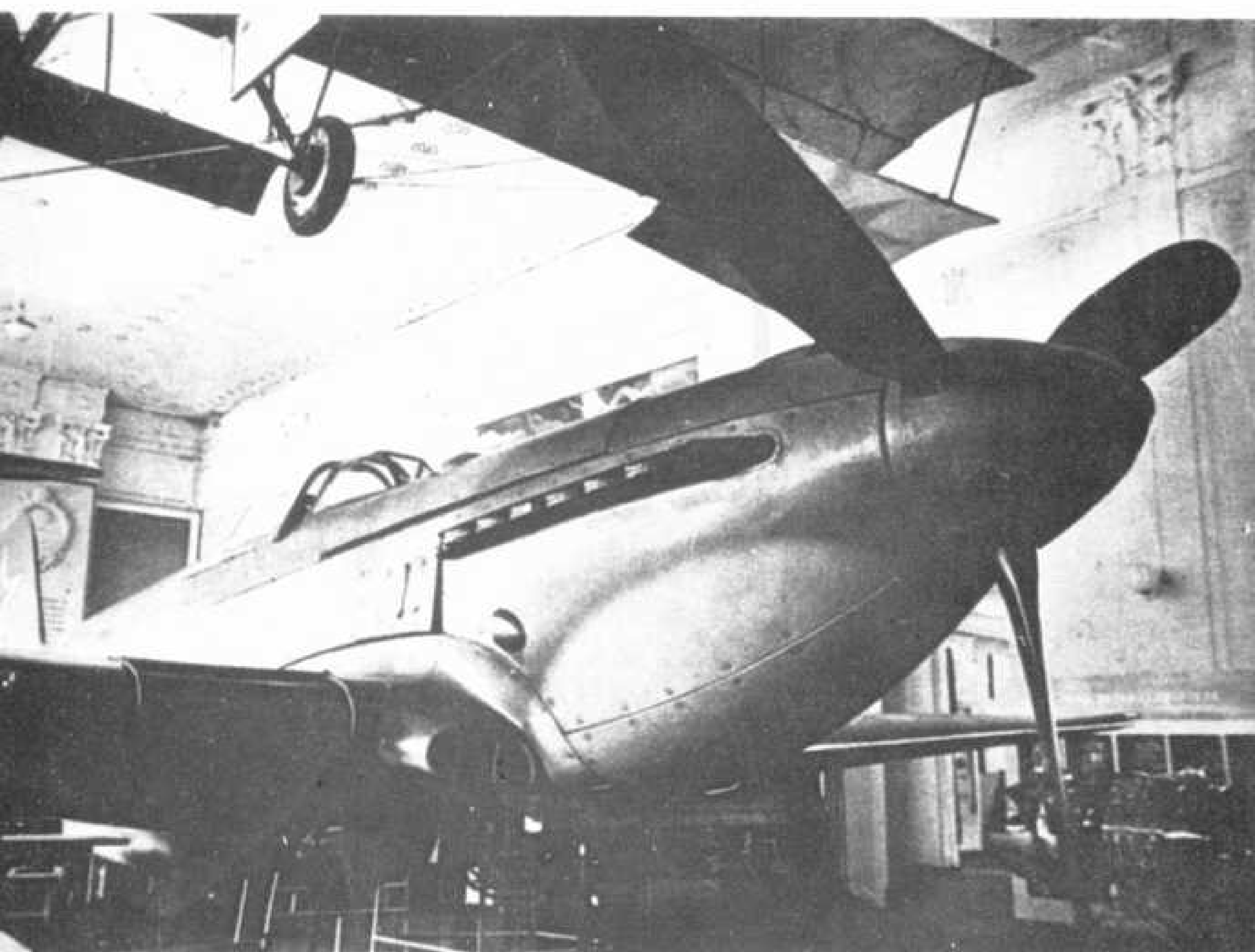
trás de la cabina, cubriendo el alojamiento de la antena rotativa del radiogoniómetro. En estas últimas versiones, el armamento volvía al cañón de 20 mm (con 100 disparos) y dos ametralladoras BŠ (250 disparos por arma), y dos bombas de 110 kg debajo de las semialas.

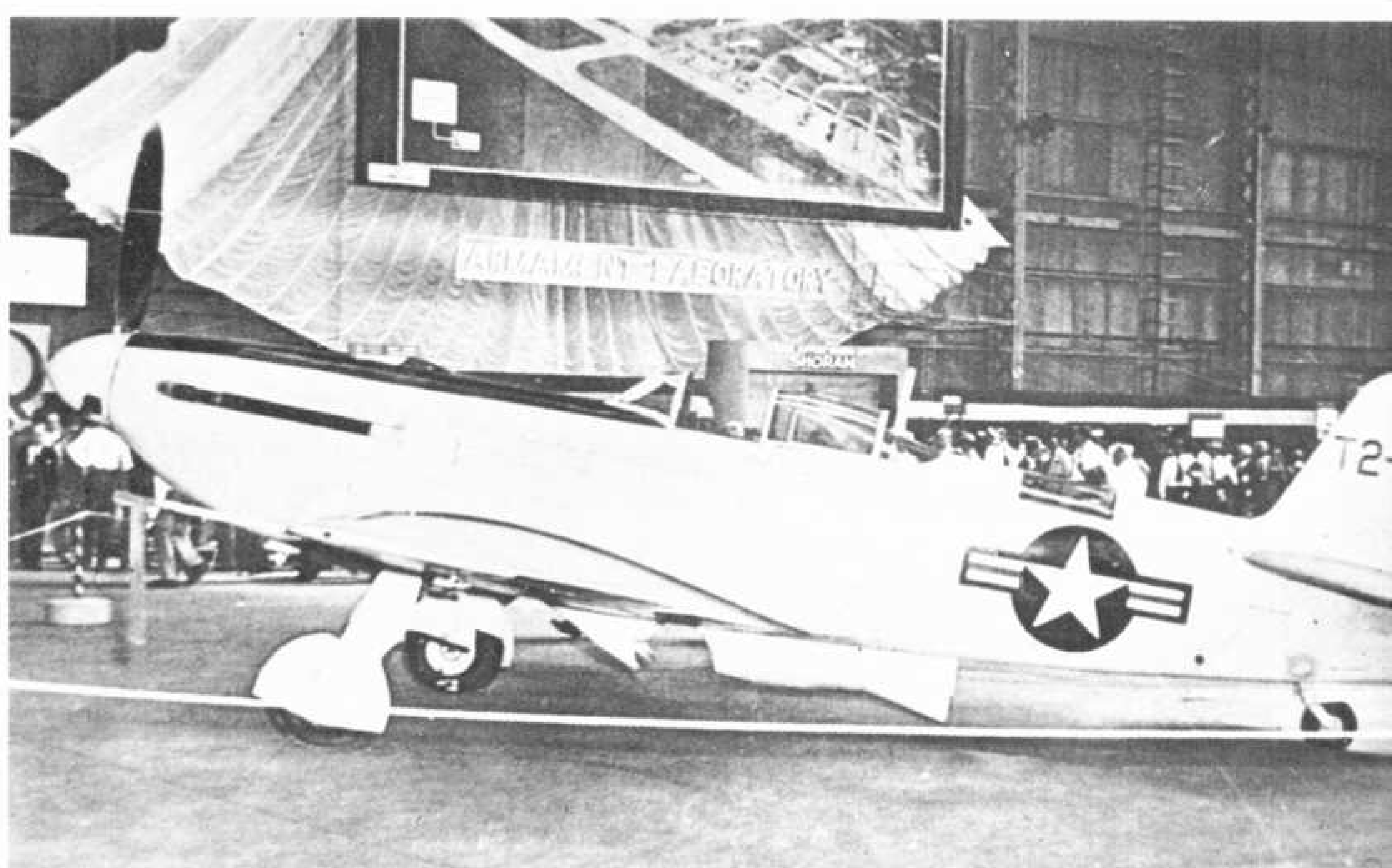
Su empleo

Al momento de la invasión alemana, sólo algunas unidades encargadas de la evaluación operativa de los nuevos aviones habían recibido algunos Yak-1, y ninguna de las unidades del frente disponía de ellos. Muy pronto comenzaron las provisiones que, a pesar de no haber sido muy abundantes casi hasta la finalización de la primavera de 1942, más tarde permitieron equipar con el nuevo caza, desde marzo de 1943, inclusive a las unidades extranjeras que operaban en la URSS; el francés GC.III "Normandie-Niemen" (cuyos pilotos eligieron el caza ruso prefiriéndolo al Airacobra y al Hurricane) y luego el polaco Warszawa. Entre los ases soviéticos que se distinguieron con los Yak figuran N. Gulayev (53 victorias) y los hermanos Glinka (Dmitri, 50 y Boris, 10 victorias), Aleksiei Vorožeikin (52 victorias), Serghiei Luganski (34), Myerkulov (32) y Aleksandr Pokryškin (59). Muchas aviadoras figuran entre los pilotos de unidades especializados en la caza nocturna (que operaban preferentemente en los Yak-7): Lily Litvyak, Valerya Khomyakova, Olga Yamščikova; el 586 regimiento estaba compuesto totalmente por mujeres.

Los Yak-9 de gran autonomía efectuaron misio nes "de ida y vuelta" para escoltar a los cuatrimoto res americanos en las incursiones sobre Rumania decolaban desde Poltava y hacían escala en los ae ropuertos pulleses donde, en el invierno de 1944 1945, estaba destacada la 236a. división de caza d la VVS para el apoyo a las fuerzas yugoslavas (cuy aviación recibió algunos Yak) y la instrucción po parte de los soviéticos de casi 300 pilotos. En los úl timos días de guerra, los caza Yak operaron tambié en Extremo Oriente, contra las fuerzas japonesa aún en China.

Todas las versiones de los caza Yak anteriores a Yak-9U, fueron empleadas por el regimiento fran cés, incluido el Yak-1M y el biplaza Yak-7V, pero l más representativa de esa unidad —que logró 27 derribamientos— sigue siendo el Yak-3, inclusiv porque, una vez finalizada la guerra, los aviones d este tipo, donados por la URSS, pasaron a Francia continuaron equipando la unidad hasta 1947. El re gimiento polaco comenzó las operaciones en agost de 1944 con 25 Yak-1 y algunos Yak-9 (144 a final) y, muchos años después de la guerra, continu siendo equipado con este último tipo, pasando a Yak-9P después de la guerra (aun en la versión bi plaza, realizada sólo en Polonia). En efecto, la ver sión P fue distribuida prácticamente, a todas la fuerzas aéreas de los países de la órbita socialista desde Yugoslavia (que derivó de éste un model propio, el S-49 elaborado por Popvič, Sivčev y Zrnič hasta China: aquellos que fueron suministrados a Corea del Norte cerraron el ciclo operativo de la estirpe, en la década de 1950.





NORTH AMERICAN

B-25 MITCHELL



Por iniciativa privada, la North American hizo volar en 1939 al NA 40-1 con motores R-1850. Posteriormente, con los nuevos motores Wright GR 2600 de 1350 caballos el prototipo (en la fotografía de al lado) se convirtió en el NA 40-B (Archivo Bignozzi). Abajo: uno de los nueve B-25 de la primera serie con ala de diedro constante. Con respecto al NA-40, obsérvese el diferente diseño del fuselaje y de los empenajes y el nuevo tren de aterrizaje. Los motores R-2600 suministraban 1700 caballos de potencia (Archivo Bignozzi)

CARACTERISTICAS		NA-40 B	B-25	B-25 A	B-25 B	B-25 C	B-25 G	B-25 H	B-25 J
Envergadura	m	20.117	20,574	20,599	20,599	20,599	20,599	20,599	20,599
Largo	m	14.707	16,485	16,485	16,129	16,129	15,545	15,545	16,129
Altura	m	7,010	4,521	4,801	4,801	4,826	4,801	4,801	4,978
Superficie alar	m²	54,60	56,67	56,67	56,67	56,67	56,67	56,67	56,67
Peso vacio	kg	6 333	7 605	8 106	9 072	9 208	9 060	9 060	8 836
Peso total	kg	8 954	10 757	11 486	11 887	15 195	15 195	15 195	15 195
Peso con plena carga	kg	—	12 388	12 292	12 910	15 422	15 422	16 350	15 876
Velocidad máxima	km/h	507	518	507	483	457	452	443	438
a la altura de	m	4 267	4 572	4 572	4 572	4 572	4 572	3 962	3 962
Velocidad de crucero	km/h	454	—	422	422	375	399	370	370
Trepada a la altura de	m	—	637	4 572	4 572	4 572	4 572	4 572	—
en el tiempo de		—	1'	8'24"	8'48"	16'30"	15'30"	19'	—
Techo práctico	m	7 620	9 144	8 230	7 163	6 462	7 406	7 254	7 376
Alcance	km	1 931	3 219	2 173	2 092	2 414	2 511	2 173	2 173
con carga de bombas	kg	544	1 361	1 361	1 361	1 361	1 361	1 361	1 361
Alcance máximo	km	—	—	—	4 667	4 426	3 943	4 345	—
Carga máxima de bombas	kg	544	1 633	1 633	—	2 359 (1)	—	1 451	1 814(1)
Armamento		7x7,62mm	3x7,62mm 1x12,7mm	4x12,7mm 1x7,62mm	5x12,7mm	5-6x12,7mm	1x75mm 6x12,7mm	1x75mm 14x12,7 mm	13-18x12,7mm
Motores tipo		Wright R-2600-A71	Wright R-2600-9	Wright R-2600-9	Wright R-2600-9	Wright R-2600-13	Wright R-2600-13	Wright R-2600-13	Wright R-2600-29
Potencia en el decolaje	CV	2x1 521	2x1 724	2x1 724	2x1 724	2x1 724	2x1 724	2x1 724	2x1 724
Potencia en altura	CV	2x1 292	2x1 369	2x1 369	2x1 639	2x1 470	2x1 470	2x1 470	2x1 470(?)
a la altura de	m	3 658	3 962	3 962	3 962	3 658	3 658	3 658	4 298

(1) en cortas distancias

El bimotor americano "Mitchell" constituye un ejemplo muy representativo entre los aviones que mejor aprovecharon el progreso aerodinámico y constructivo, incorporando todas las innovaciones razonablemente avanzadas (por lo tanto, sin pretenciosos excesos), con el fin de obtener un aparato extremadamente eficiente ya sea como avión o como instrumento bélico. Brillante en sus performances, ágil y seguro, bien armado y fácil para mantener en eficiencia aun en las condiciones ambientales menos deseables, constituyó un arma poderosa y versátil.

La actividad del B-25 comprende una proeza, el primer bombardeo a Tokio, que va mucho más allá de la función táctica que se le había asignado, introduciendo este avión entre los protagonistas de la Segunda Guerra Mundial más por la fama que le granjeó esa empresa que por el efectivo peso —aún importante— que ejerció en las operaciones aéreas en los frentes más dispares.

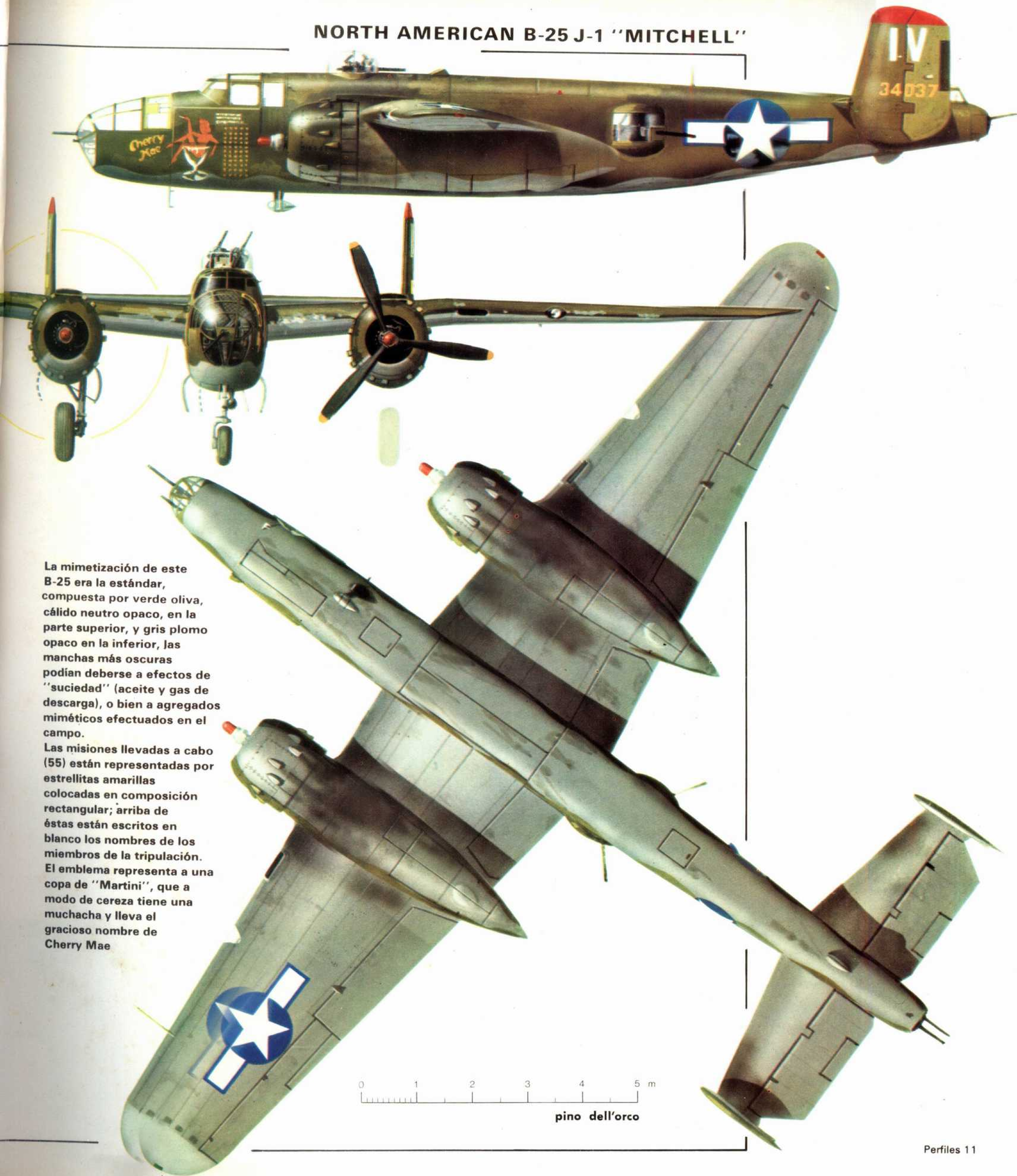




B-25J-1 perteneciente aparentemente al 448 Bomber Squadron, 321 Bomber Group, 12a. Air Force, que desde bases en Italia (adonde había llegado desde el Norte de África) operaba en el área mediterránea, de los Balcanes a Francia

Obsérvense los nuevos puestos laterales desplazados entre sí y la torreta caudal con doble cañón, característica de esta serie, que en la variante 1 aún carecía de las 4 armas fijas en los laterales de la proa. Las líneas dibujadas indican las posiciones abiertas de los portillos de las ruedas que se movían en doble sentido como en algunos modernos aviones de reacción

NORTH AMERICAN B-25 J-1 "MITCHELL"



La mimetización de este B-25 era la estándar, compuesta por verde oliva, cálido neutro opaco, en la parte superior, y gris plomo opaco en la inferior, las manchas más oscuras podían deberse a efectos de "suciedad" (aceite y gas de descarga), o bien a agregados miméticos efectuados en el campo.
Las misiones llevadas a cabo (55) están representadas por estrellitas amarillas colocadas en composición rectangular; arriba de éstas están escritos en blanco los nombres de los miembros de la tripulación.
El emblema representa a una copa de "Martini", que a modo de cereza tiene una muchacha y lleva el gracioso nombre de Cherry Mae







En orden descendente: A partir del décimo ejemplar de la primera serie, el ala fue modificada en la típica línea "de gaviota" para solucionar los defectos de estabilidad direccional. De los B-25B se fabricaron 129 ejemplares. Aparecía la torreta dorsal acoplada Bendix con armas de 12,7 mm y la torreta ventral retráctil (Archivo Pafi). La versión B-25C fue fabricada en Inglewood en 1941 en 1619 ejemplares. Tenia soportes alares para bombas, mayor autonomia y también podía llevar torpedos. Abajo: en primer plano un B-25C con la coloración utilizada por la USAAF para las operaciones marinas; en segundo plano dos B-25D. A la derecha: la RAF recibió más de 800 Mitchell de varias versiones. Aquí algunos Mitchell II (correspondientes a la serie B-25C/D) pertenecientes al 180 Squadron del Bomber Command y luego de la 2a. Tactical Air Force

Su técnica

Los B-25 de las versiones H y J (las más representativas) eran bimotores de doble deriva con ala media, estructura totalmente metálica y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil. El ala del B-25 estaba caracterizada por un insólito diedro en M, introducido a partir del noveno ejemplar para corregir las condiciones de estabilidad lateral-direccional del avión, y dividida en cinco elementos principales (sección central, semialas externas y puntas). Tenía estructura de doble larguero, con revestimiento reforzado por las costillas y los larguerillos dispuestos a lo largo de la envergadura. El borde de salida del ala estaba ocupado por las cuatro secciones de los hipersustentadores de curvatura y por los alerones, estos últimos revestidos en tela.

El elemento principal del fuselaje del B-25 era la sección central, en la que estaba alojada la mayor parte del compartimiento de bombas, y que formaba un único conjunto con la sección central del ala, a la cual estaban aplicadas también las góndolas motrices. En la parte anterior de la sección central del fuselaje estaba aplicada la sección de proa, que comprendía el puesto de pilotaje (provisto de techo con portillos desenganchables para la evacuación del avión mediante paracaídas) y el alojamiento del parante anterior del tren de aterrizaje, en cuyos costados estaban instaladas, en góndolas perfiladas, cuatro ametralladoras de 12,7 mm; a sus espaldas estaba dispuesta la torreta dorsal Bendix y adelante la trompa, que en el B-25 H alojaba el cañón de 75 mm y otras armas de 12,7 mm. En el B-25 J, versión de bombardeo, la trompa de vidrio llevaba el puesto de bombardeo y a su vez dos armas de 12,7 mm. La sección posterior del fuselaje, en la que se extendía la sección terminal del compartimiento de bombas, iba del borde de salida alar hasta la popa, y en ésta estaban ubicados los dos puestos defensivos laterales y el de la cola. La estructura del fuselaje, del clásico tipo semimonocasco con revestimiento en lámina reforzada por cuadernas trasversales y por larguerillos longitudinales, estaba basada en cuatro largueros principales, los dos superiores con sección en C y los dos inferiores, que se extendían en toda la longitud del fuselaje, con sección en H desde la trompa hasta la sección en correspondencia con los compartimientos a través de los cuales disparaban las armas laterales y, desde allí, con sección en C.

El empenaje del B-25 estaba constituido por un estabilizador de doble larguero, al que estaban unidos mediante bisagras los dos semielevadores y también estaban unidas las dos derivas, con estructura de doble larguero, a la que estaban articulados los timones. Las superficies móviles, balanceadas dinámicamente y provistas de aletas correctoras, estaban revestidas en tela.

El tren de aterrizaje, con un paso de 4,928 m (4,985 m en el B-25 H) y una distancia entre ejes de 5,893 m, se retraía hacia atrás en el vientre del fuselaje y en las góndolas motrices mediante comando hidráulico. Los parantes estaban provistos de amortiguadores oleoneumáticos y un patín protegía la cola del avión en caso de aterrizajes muy "sentados".

Los motores del B-25 eran los catorce cilindros en doble estrella Wright "Cyclone 14", pertenecientes a varias versiones. Los R-2600-13 del B-25 H, con compresor centrífugo de sobrealimentación con dos velocidades accionado mecánicamente, suministraban su potencia (1724 caballos en el decolaje y 1470 caballos a 3658 m de altura) a hélices tripala de velocidad constante Hamilton Standard de 3,835 m de diámetro, provistas de dispositivo de puesta en bandera y de protección antihielo.

El equipo de alimentación desembocaba en diez depósitos alares autosellantes, dispuestos cuatro entre los laterales del fuselaje y las góndolas motrices, cuatro en el dorso y dos en la parte externa de éstas. A estos depósitos podían agregárseles otros dos, también autosellantes, instalados en el fuselaje (uno de los cuales, ubicado en el compartimiento de bombas, era desenganchable en vuelo), con lo que la carga total de combustible llegaba a 4035 litros.

El avión, además de un poderoso armamento defensivo, disponía también de abundantes blindajes como protección de los miembros de la tripulación.

Su evolución

El proyecto North American 62 constituía la reelaboración, a continuación de nuevas especificaciones publicadas el 11 de marzo de 1939, del "bombardero de ataque" NA.40 realizado con diseños de J.L. Atwood y R.H. Rice para el respectivo concurso del año anterior. El nuevo avión fue, junto con el B-26 de la Martin, uno de los dos vencedores del concurso de la U.S. Army Air Corps, que ordenó









184 ejemplares con la sigla B-25 (sin pedir, por lo tanto, un prototipo) el 10 de agosto de 1940. Fue uno de los primerísimos ejemplos de pedidos para un avión aún en fase de proyecto.

El primer ejemplar, matrícula 40 2165, voló el 4 de julio de 1940, y la entrega de los primeros cinco B-25 se produjo en febrero de 1941. El único defecto de alguna consideración fue una cierta inestabilidad lateral ("baile holandés") determinada durante las pruebas de lanzamiento de las bombas; una vez individualizada la causa en el excesivo diedro del ala (cuya envergadura había aumentado aproximadamente medio metro respecto del NA.40), se solucionó muy simplemente montando, del décimo ejemplar en adelante, las semialas externas en forma horizontal, de modo que sólo la sección central presentaba el diedro: de ese modo, nació el ala "de gaviota" típica del avión. A partir del 25 ejemplar se adicionó la protección de los depósitos y una cierta ampliación del puesto caudal. Esta modificación dio lugar a la sigla B-25A, versión entregada en 40 ejemplares dentro de 1941 y que muy pronto pasó a tareas auxiliares como RB-25A.

El "aguijón en la cola", constituido por una ametralladora de 12,7 mm, pareció poco eficaz considerando el limitado cono de tiro permitido por el angosto puesto de popa y, por lo tanto, en la versión siguiente, B-25B, éste fue reducido a la función de puesto de observación desarmado, pero esta reducción de armamento se compensó instalando dos torretas acopladas Bendix para armas de 12,7 mm, una dorsal en reemplazo de los dos puestos laterales, para armas individuales de 7,7 mm y la otra (retráctil y comandada desde el interior, con puntería mediante periscopio) en lugar del puesto ventral para una sola ametralladora de 7,7 mm con movimiento manual. La torreta dorsal disponía de 400 disparos y la ventral de 350; además el avión conservaba la 7,7 mm de proa, con 300 disparos, que podía ser aplicada a una de las tres articulaciones colocadas en varias posiciones en la trompa. La carga ofensiva permanecía inalterada, para un máximo de 3600 kg, y también la capacidad de los depósitos, con 2627 litros en total.

Esta capacidad aumentaba a un máximo de 5200 litros en los sucesivos B-25C y D, idénticos entre sí e indicados con un sufijo diferente sólo porque los primeros estaban construidos (1619 ejemplares) en Inglewood y los demás (2990) en el nuevo establecimiento de Kansas City. En un principio idénticos al B-25B, salvo por los motores R-2600-13 con carburadores Holley, piloto automático, aparatos antihielo y equipo eléctrico de 24 V, fueron progresivamente objeto de varias modificaciones, que permitieron grandes incrementos en la carga de combustible y de bombas, mientras que también al armamento de tiro se le agregaba una 12,7 mm fija en el lateral derecho de la trompa, accionada por el piloto, y el pasaje del arma móvil de proa a un calibre superior (ambas ametralladoras tenían una carga de 300 disparos) desde la serie C-5. La serie final, D-35 de 1943, también tuvo un nuevo puesto de cola y dos laterales para armas individuales de 12,7 mm. Esta versión fue la más empleada por el cuerpo de los marines, con sigla PBJ-1D.

La siguiente versión fabricada en serie (405 ejemplares) fue el B-25G, resultante de la excelente prueba ofrecida por los Mitchell trasformados para el ataque a tierra y contra barcos: estaba caracterizada por la corta trompa metálica que alojaba un cañón de 75 mm estándar del ejército, el M-4 con 21 disparos más dos 12,7 mm en la proa y, algunas veces, otras dos en los laterales de la trompa.

Idéntica trompa, pero con un cañón más moderno (el T-13E1) y cuatro armas de 12,7 mm más otras cuatro en los costados de la proa, llevó el B-25H fabricado en 1000 ejemplares, de los cuales 248 pasaron, como PBJ-1H, a la marina (que había tenido un solo PBJ-1G). Este nuevo modelo también contaba con nuevas armas en la defensa: dos 12,7 mm con 200 municiones cada una que se disparaban desde puestos laterales, y otras dos con 600 por arma montadas en una torreta propiamente dicha, con accionamiento mecánico, en la punta de la cola. Había desaparecido, en cambio, la torreta ventral (además, generalmente omitida también en los modelos anteriores) y la dorsal había sido corrida hacia adelante, inmediatamente detrás del puesto de pilotaje.

Todas estas modificaciones fueron conservadas, en gran parte también en el B-25J, pero esta versión, que volvía a la configuración clásica de bombardeo (bombas internas para un máximo de 2720 kg) llevó un armamento de proa constituido por la habitual arma móvil y por dos fijas, aun conservando comúnmente el agregado de cuatro ametralladoras fijas en los costados de la proa. Ésta, generalmente de vidrio fue, sin embargo, del tipo metálico en muchos ejemplares, alojando de 5 a 8 armas fijas, siempre de 12,7 mm. De los 4318 B-25J fabricados, 458 pasaron a la marina como PBJ-1J.

Su empleo

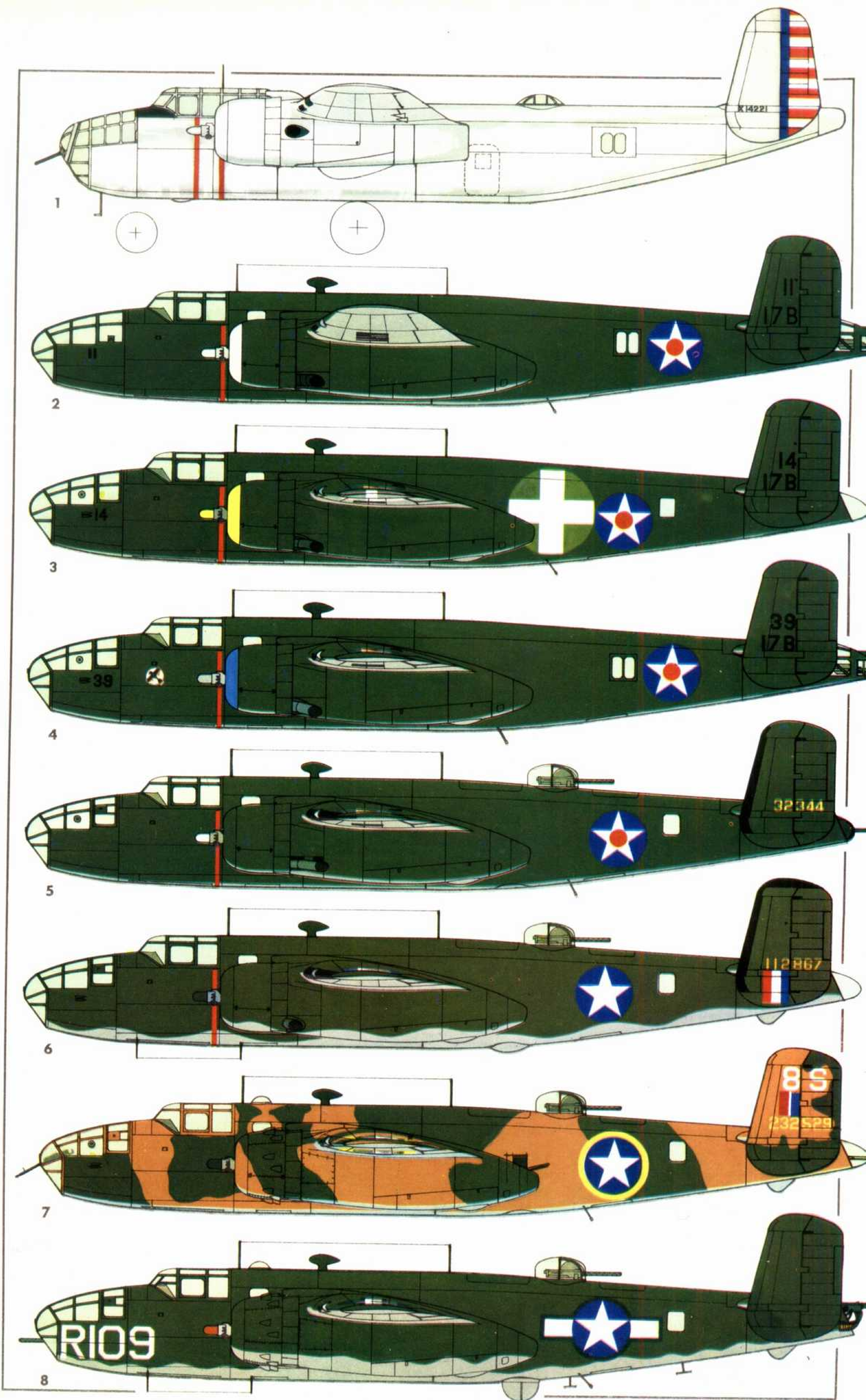
A pesar de que fue un B-25A (del 17 Group, que el 24 de diciembre de 1941 atacó un submarino lejos de las costas de Tacoma) el que comenzó la ca-







Uno de los 2290 ejemplares de la versión D (arriba, a la izquierda). La versión D era aquella que se fabricaba en los nuevos talleres North American de Dallas (Texas) (Archivo Pafi). En orden descendente: Con trompa metálica, el B-25G disponía de un formidable armamento: un cañón de 75 mm M-4, además de dos ametralladoras fijas y el habitual armamento defensivo. De la versión H se fabricaron 1000 ejemplares. El cañón de 75 mm era del tipo T-13E1, más liviano; además había 14 ametralladoras, cuatro en la trompa, cuatro en los costados anteriores, dos en la torreta dorsal que había sido corrida hacia adelante, dos laterales y dos en la cola. Con el B-25J desapareció el cañón de 75 mm y las ametralladoras en la trompa, pero permanecen inalterados los otros puestos. En la fotografía, uno de los 870 ejemplares suministrados a la URSS. Un Mitchell III, versión para la RAF del B-25J, perteneciente al grupo de bombardeo "Lorraine" de la aviación francesa



1: el NA-40, inmediato predecesor de B-25

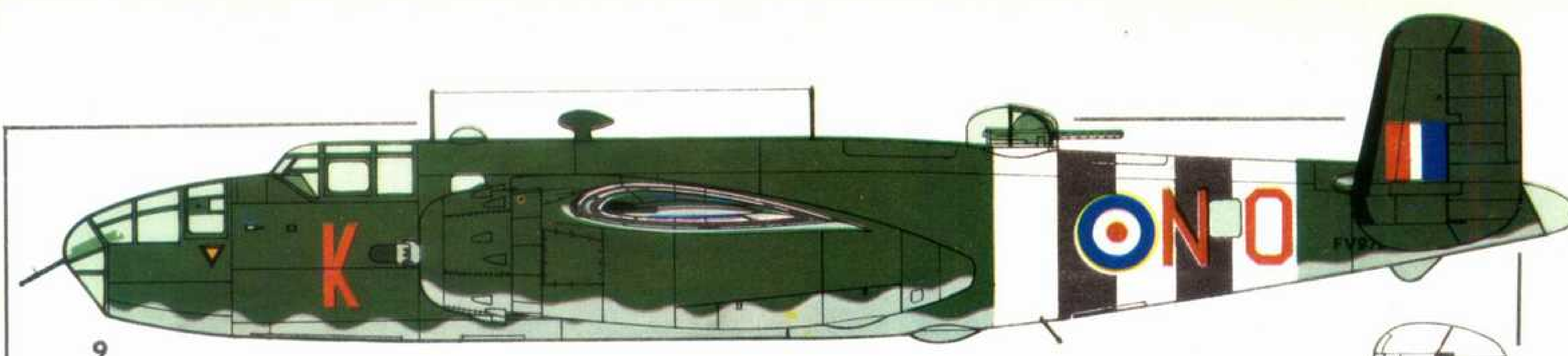
2,3,4: Estos tres perfiles, que representan al B-25 del 17 Bomber Group, primera unidad que fue dotada de éste, sintetizan la evolución inicial del aparato; el de la figura 2 (95 Bomber Squadron) era uno de los primeros nueve ejemplares caracterizados por el ala con diedro en ''V'' continuo, mientras que el segundo (75 BS) presenta la forma alar ''de gaviota'' del B-25 y lleva las cruces usadas en las maniobras militares; el tercero, por último, del 34 BS, era el B-25A caracterizado por la vuelta al modelo de puesto de cola ya montado en los primeros nueve ejemplares

5: Siempre al 17 BG pertenecían los B-25 utilizados para el raid sobre Tokio del 18 de abril de 1942; el avión ilustrado era el del coronel Doolittle. Los ejemplares utilizados habían sufrido diversas modificaciones, entre las cuales la sustitución de la torreta ventral con un depósito de combustible y el montaje de armas falsas en la cola en lugar de la línea sin ventanas de serie (similar a la del dibujo N° 3)

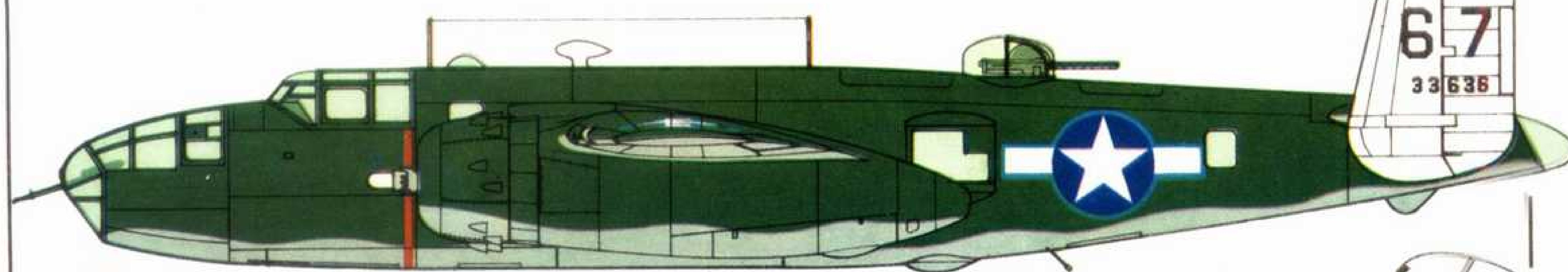
6: B-25C de la primera serie de construcción (primavera de 1942). La bandera inglesa en la cola permaneció durante pocas semanas dado que los aviones, originariamente destinados a la RAF, habían sido incorporados por la USAAF

7: B-25C-35 del 340 BG, 488 BS, utilizado en mayo de 1943 en operaciones contra Sicilia desde bases en Túnez; la mimetización se había obtenido superponiendo zonas verdes al originario color rosado característico de las operaciones en el desierto. La presencia de distintivos en ambas semialas estaba destinada a facilitar su identificación por parte de los aliados. También aquí hallamos la bandera inglesa en la cola

8: PBJ-1D, versión para la U.S. Navy (Marines) del B-25D. La torreta ventral estaba sustituida con un equipo de radar de localización; en la cola estaba montado un puesto similar a aquél adoptado luego en las ersiones H y J

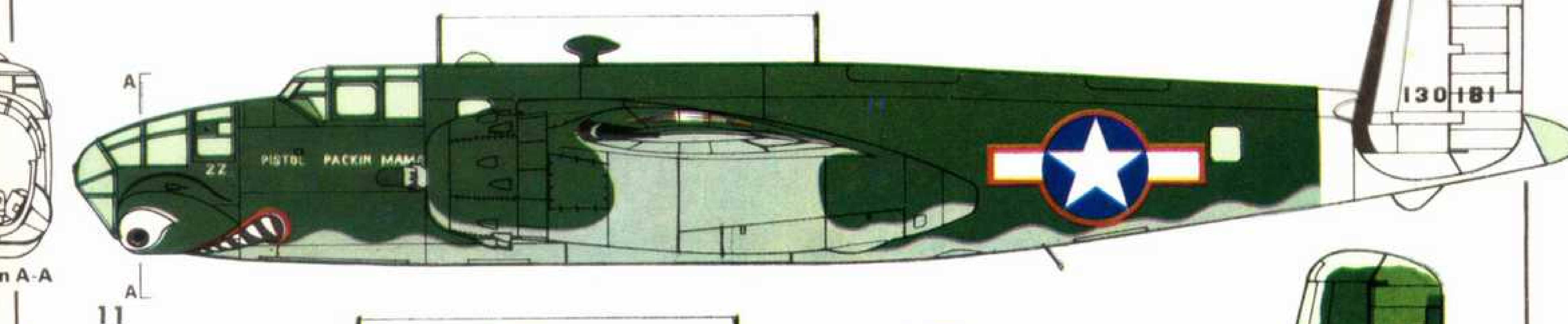


9: B-25D "Mitchell" II, que operaba con el 320 Squadron de la RAF compuesto por personal holandés (ver pequeño distintivo en la trompa). La coloración en bandas blancas y negras es aquélla aplicada a los aviones aliados para el desembarco en Normandía

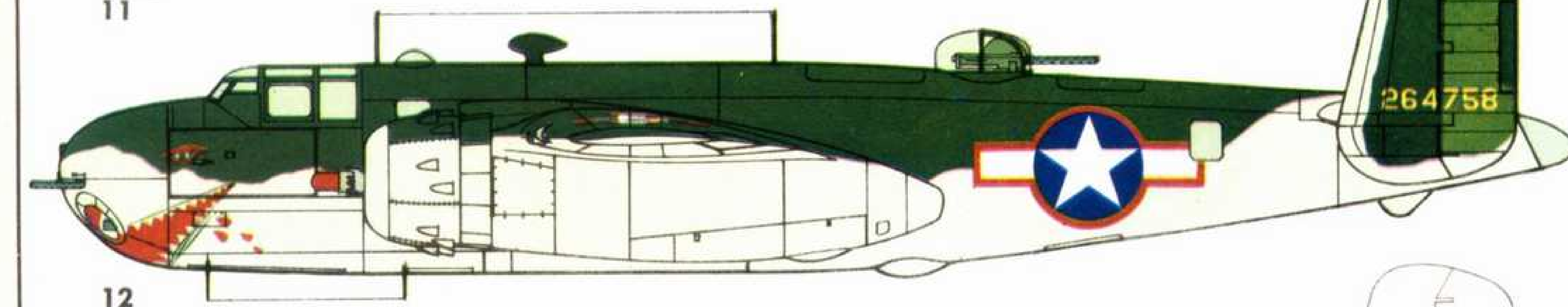


10: B-25D del 319 BG (Italia 1943). Los puestos laterales montados en este ejemplar no eran típicos de la versión, pero representan aquéllos adoptados luego en los modelos H y J

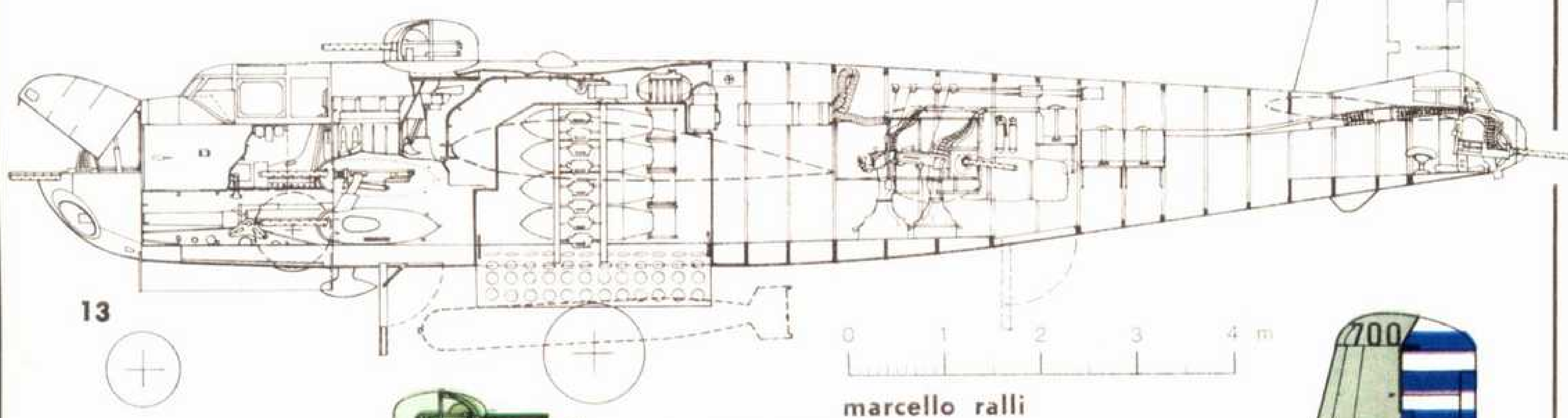




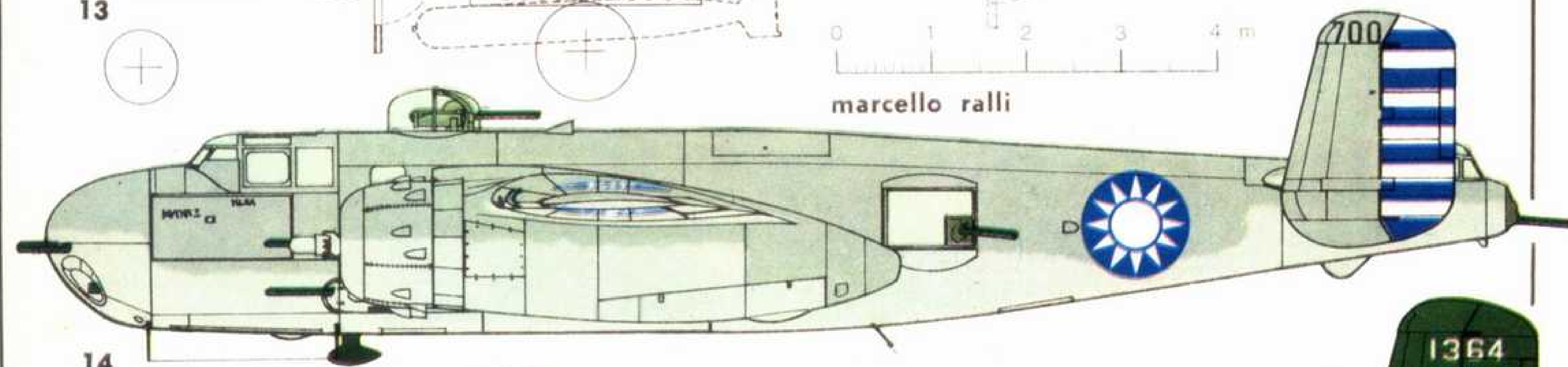
11: El F-10 era un avión de reconocimiento fotográfico obtenido del B-25D mediante modificaciones de la trompa, aptas para recibir tres cámaras fotográficas como se muestra en el corte de la trompa. El ejemplar ilustrado pertenecía a una unidad con base en el Caribe



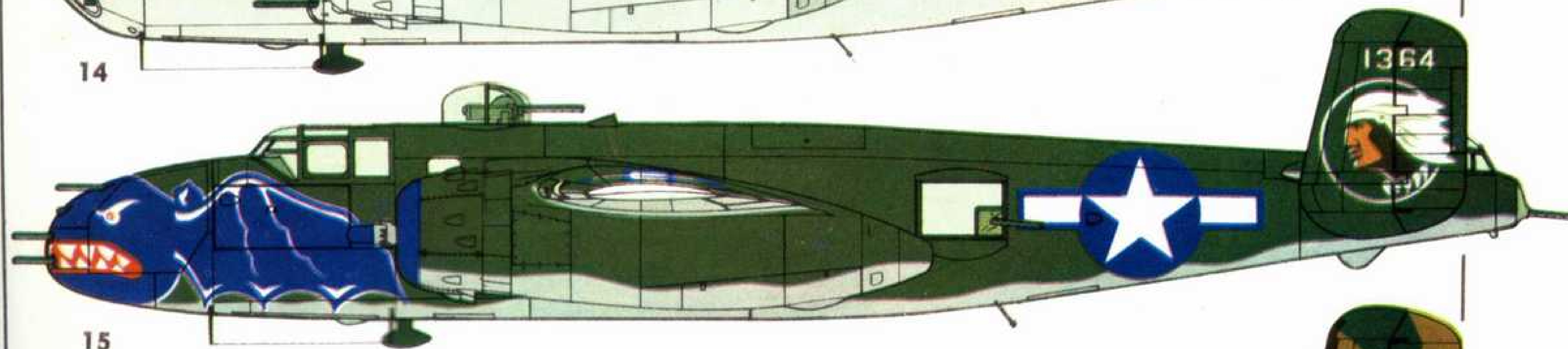
12: B-25G del Centro Táctico AAF de Orlando, Florida; en la trompa estaban montados un cañón de 75 mm y dos armas de 12,7 mm. La mimetización de este ejemplar, destinado a la localización marítima, había sido adaptada a las exigencias de la especialidad pintando de blanco "Navy" el vientre y gran parte de los costados



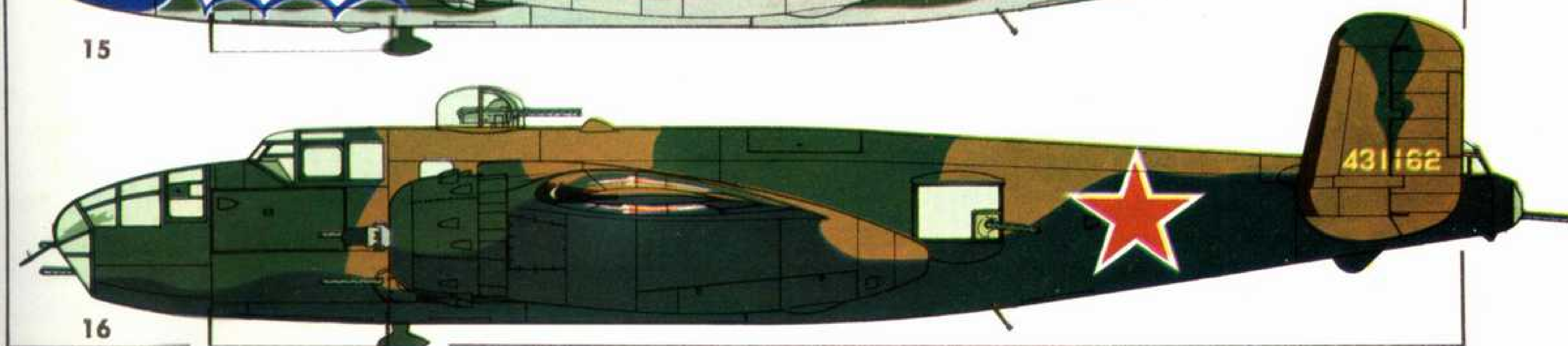
13: Corte del fuselaje del B-25H; se pueden apreciar la disposición del pesado armamento de la trompa y de los laterales del fuselaje como también el desplazamiento relativo de las armas de defensa lateral. Tal como lo indica la forma dibujada, el B-25H podía llevar un torpedo de medianas dimensiones (GT-1)



14: B-25H de las fuerzas aéreas chinas que combatieron en el Pacífico juntamente con las unidades estadounidenses



15: B-25J perteneciente al 499 BS del 345 BG (Air Apaches), que operaba en las Filipinas en julio de 1944; esta variante del B-25J llevaba la trompa cerrada que alojaba ocho armas de 12,7 mm



16: El Ejército Rojo recibió, basándose en el acuerdo "préstamo y arriendo", alrededor de 870 B-25, la mayoría de los cuales en la versión J, como el ilustrado (B-25J-20)











En orden descendente: Del tipo J también se fabricaron ejemplares con trompa metálica y ocho ametralladoras fijas. Las armas llegaban de este modo a 18, en el bombardero americano más armado. Alrededor de 600 ejemplares de B-25J en la posguerra fueron trasformados a la versión escuela TB-25J. Un TB-25J-32NC con trompa metálica. Otro TB-25J, pero una trompa con transparentes. En el aeropuerto de Atlantic City un B-25 modificado como ejecutivo. Arriba, a la derecha: diez B-25D fueron trasformados a la versión F-10 de reconocimiento fotográfico, con las cámaras de toma dispuestas en la trompa según el sistema de relevamiento "tri-metrogon". El ejemplar de la fotografía parecería la conversión de un B-25J

rrera operativa del Mitchell, la primera versión empleada en operaciones bélicas fue la B, siendo protagonista en abril de 1942 del raid sobre Tokio con decolaje desde el portaaviones Hornet. Era la primera vez que bimotores partían desde una nave, además los 16 aviones comandados por Doolittle eran más pesados que los de serie, dada la mayor capacidad de los depósitos; se aplicaron en la cola falsas armas de madera, esperando que éstas pudiesen servir como "elemento amedrentador". Veintitrés B-25 fueron suministrados (como Mitchell I) a la RAF, que los usó sólo como adiestramiento para el empleo de la siguiente versión Mitchell II (538 entre B-25C y D) que operaron (en una primera acción el 22 de enero de 1943) con los Squadron 98, 180, 226, 305, 320 y 242, este último compuesto totalmente por personal holandés. También eran holandeses los hombres del 18 Squadron de la Royal Australian Air Force, constituido poco después de la caída de las Indias holandesas, que también empleó los B-25C; posteriormente, el gobierno holandés recibió un total de 249 Mitchell de varias versiones (principalmente la J) mientras que cuatro B-25C pasaban a la aviación canadiense y 29 a la brasileña, y un total de 131 de varios modelos a la china. No menos de 870 Mitchell fueron cedidos a la aviación soviética, todos menos cinco trasladados en vuelo, la mayor parte vía Persia después de la travesía atlántica de Miami a África, y los demás pasando de Alaska a Siberia.

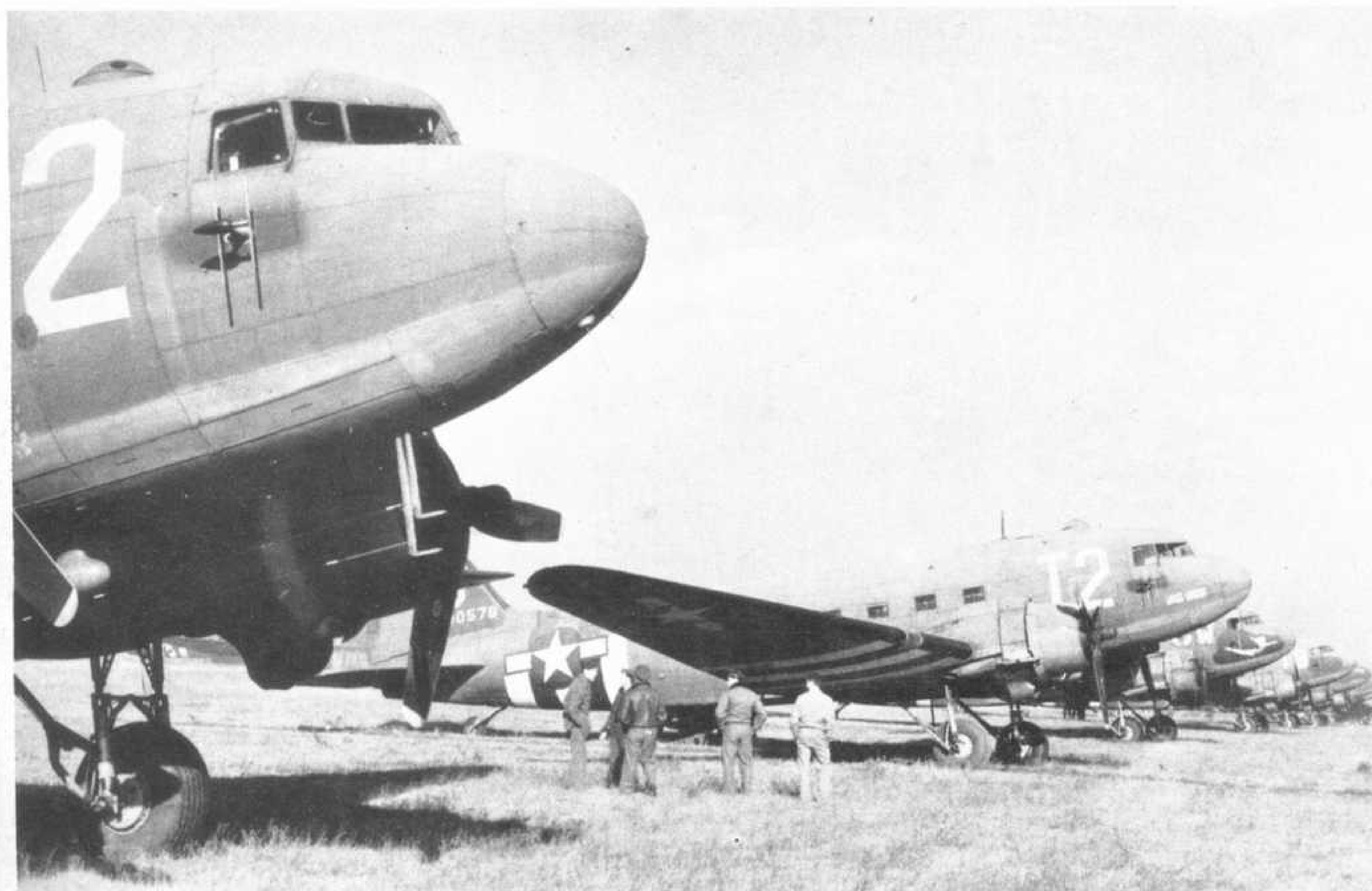
El principal teatro de operaciones para los Mitchell del ejército y de la marina americanos fue el Pacífico, donde el avión brilló especialmente en la interdicción del tráfico marítimo enemigo, además de las acciones de bombardeo y ataque a baja altura con las armas de a bordo sobre objetivos terrestres. En el sector sudeste, los Bomber Groups 3, 22, 38 y 345, y parte del 71 Group de reconocimiento de la V Air Force, emplearon diversos modelos de éste, mientras que en el sector China-Birmania-India el avión operó con las fuerzas de Chennault, que se convirtió en la 14a. Air Force después de muchos años de lucha como AVG (Grupo de voluntarios americanos) de la aviación china.

La VII A.R. que operaba en las Hawai tuvo sólo el 41 Group basado en aviones Mitchell, que pasaron por todas las islas posteriormente conquistadas hasta Okinawa, acompañando la acción de los PBJ-1 de los Marines (Squadrons 413, 423, 433, 443, 611, 612 y 613). Un piloto del 341 Squadron del 12 Group (que pasó de Túnez al sector indo-birmano) descubrió, por casualidad, la técnica del bombardeo "en planeo", que luego se volvió habitual para los pilotos del ágil bimotor. Otras unidades operativas en el Pacífico fueron el 28 Group de la 11a. Air Force, que operaba en las islas Kuriles desde bases en Alaska a partir de abril de 1944 y el 42 de la 13a. A.F., que operaba en Borneo, con numerosas unidades menores, preferentemente de reconocimiento. También la aviación australiana empleó mucho el B-25 en el Pacífico.

En el teatro de guerra europeo el Mitchell operó intensamente (84980 toneladas de bombas desenganchadas y 193 aviones enemigos derribados en combate, en el curso de 63177 misiones), comenzando desde la operación "Torch". Después de las operaciones en África septentrional francesa, los aviones de la 9a. y 12a. Air Force pasaron a Italia, mientras que sólo el 25 Group (con funciones de reconocimiento) estaba integrado en la 8a., en Gran Bretaña. Además en Europa el avión operó con las unidades británicas, a las cuales se asignó también la versión J, en 314 ejemplares, bautizados Mitchell III, y luego también con el Grupo francés "Lorraine".

Después de la Segunda Guerra Mundial, el Mitchell continuó combatiendo en las dos aviaciones chinas opuestas: en efecto, la comunista había capturado muchos aviones de las fuerzas de Chiang Kai Shek, y otros los obtuvo, tal vez, de la URSS. Mientras en América el avión pasaba al adiestramiento (como AT-24 y luego TB-25) y a unidades de reserva, diversas aviaciones se procuraban ejemplares de los *stock* de *surplus* (sobrantes militares), tanto es así que aun en la década de 1960 el B-25J figuraba entre los aviones de primera línea en Chile, Venezuela y Brasil, y muchos otros países lo tenían en servicio, sobre todo Indonesia, que había heredado los sobrevivientes aviones holandeses.

DOUGLAS C-47



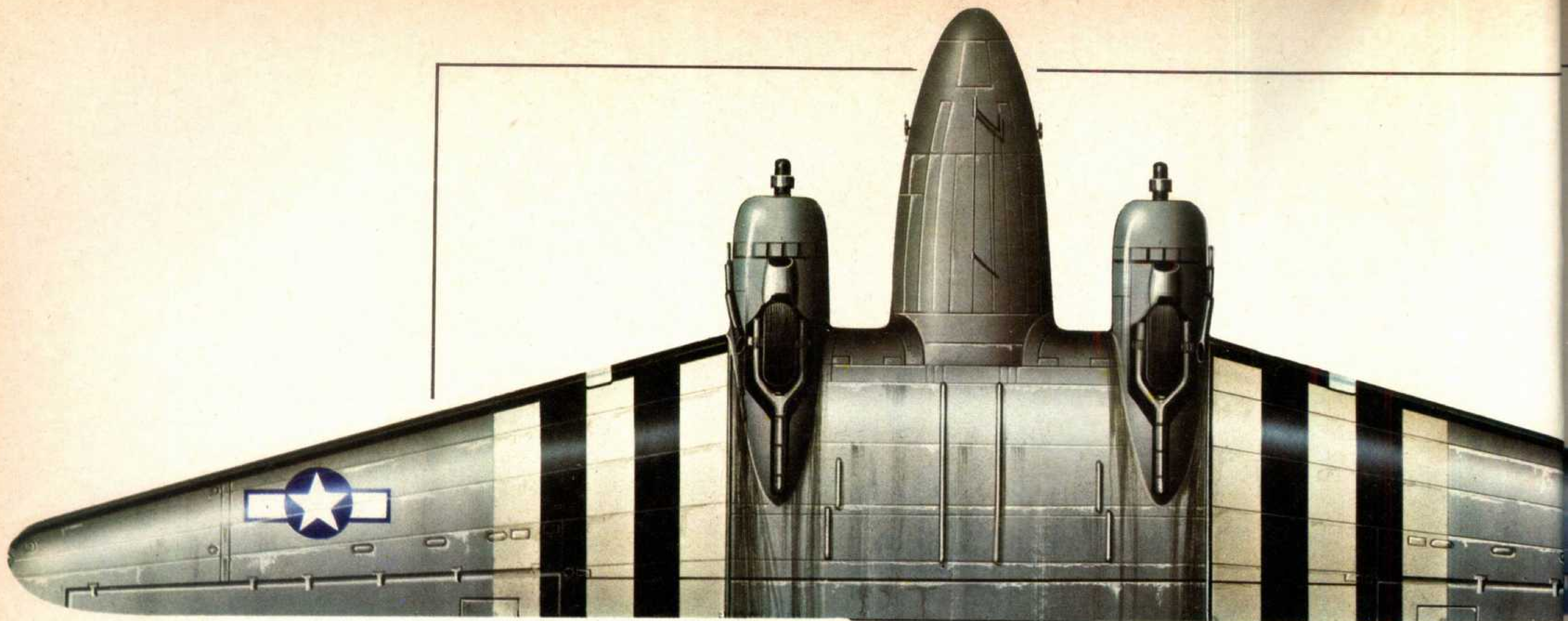
Muchos C-47 en un campo aliado (izquierda), durante la preparación para una operación de desembarco aéreo. En los aviones se observan las franjas blancas y negras adoptadas durante el desembarco en Normandía y, en los costados de la trompa, las antenas de los aparatos de radioayuda (Archivo Apostolo).
Aquí abajo: uno de los cuatro DC.2 adquiridos por la marina americana, que los signó R2D-1 (Archivo Apostolo).
Más abajo: un C-48 empleado para trasporte VIP (Archivo Bignozzi)

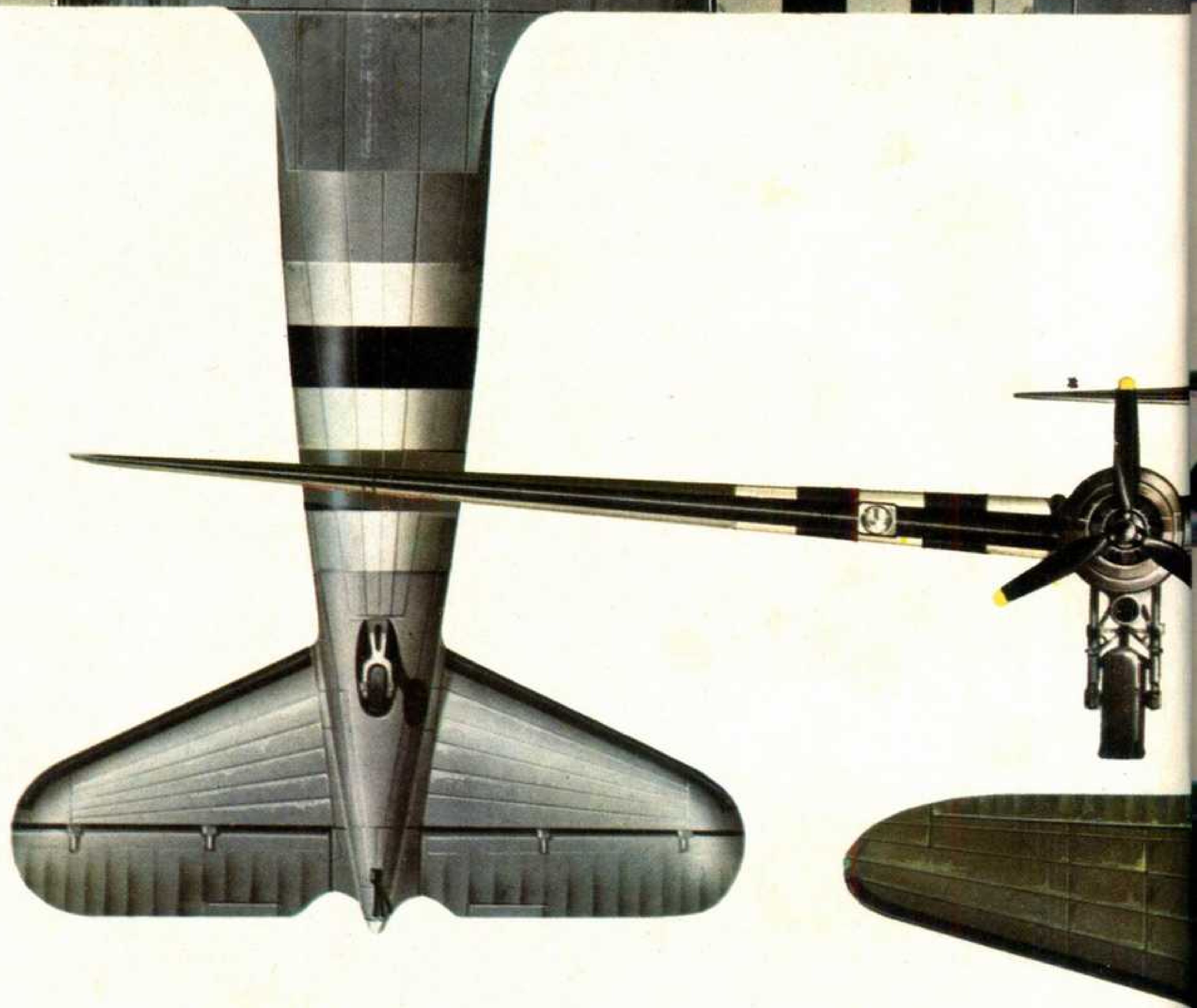


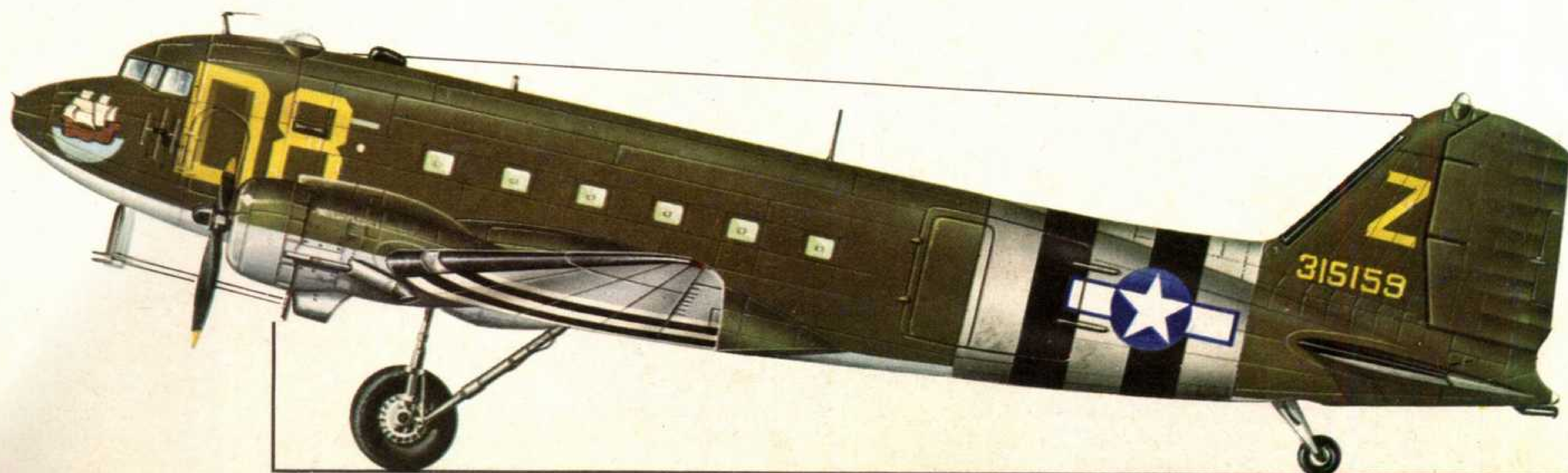
CARACTERÍSTICAS		C-39	C-47B	C-53	Showa L2D3-1A	R4D-8
Envergadura	m	25,9	28,96	28,96	28,96	27,45
Largo total	m	18,77	19,63	19,65	19,50	20,66
Altura	m	5,73	5,20	5,16	7,46 (máx.)	5,56
Superficie alar	m²	87,24	91,70	91,70	91,60	90,02
Peso vacío	kg	6 681	7 705	7 388	7 218	8 870
Peso total	kg	9 525	11 805	13 290	12 500	14 075
Velocidad máxima	km/h	338	368	338	393	432
a	m	1 524	2 300	a 2 700	2 800	1 800
Velocidad de crucero	km/h	249	296	298	241	401
a	m	—	3 050	—	3 000	4 700
Alcance	km	(5h 54')	2 400	2 173	3 000	2 280 (máx. 3 520)
Techo operativo	m	6 279	7 076	7 346	—	—
Trepada		a 1 524 m en 4'	inicial, 345 m/min	—	a 5 000 m en 16'2"	inicial, 396 m/min
Motores tipo		Wright R-1820-55 "Cyclone"	P. & W. R-1830-92 "Twin Wasp"	P. & W. R-1830-92 "Twin Wasp"	Mitsubishi "Kinsei" 53	Wright R-1820-80 "Cyclone"
Potencia en el decolaje	CV	2 x 806	2 x 1 217	2 x 1 217	2 x 1 300	2 x 1 495

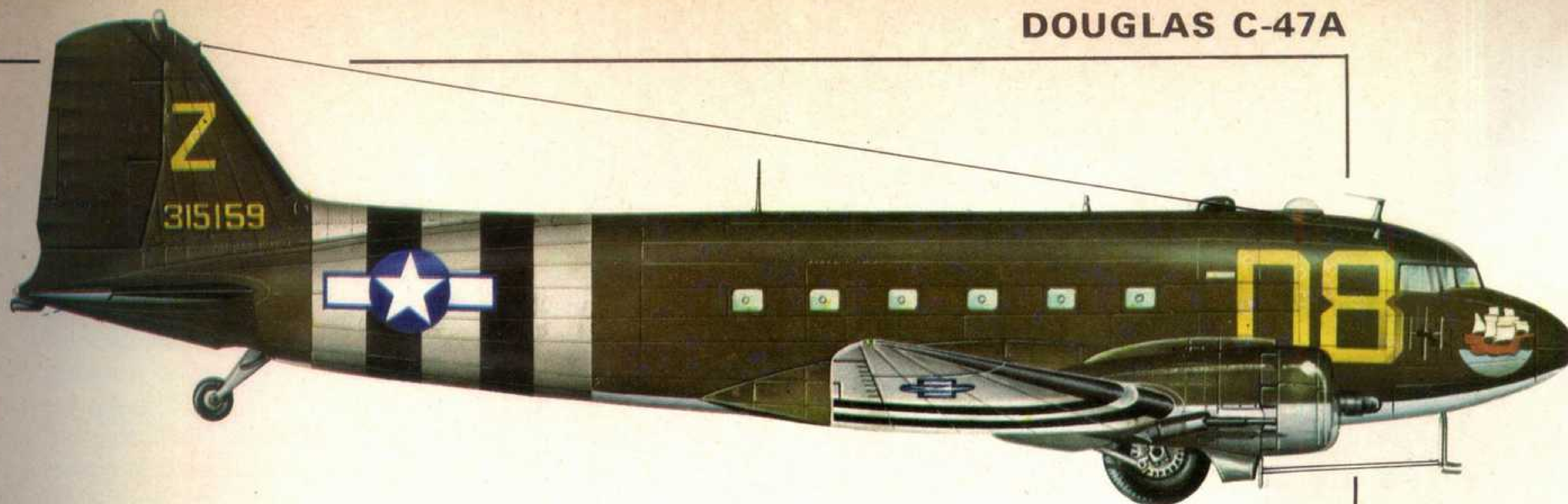
El avión que contribuyó más que cualquier otro al desarrollo de los tráficos aéreos civiles, el DC 3, no podía desempeñar un papel menos importante en el trasporte militar. Sus excelentes cualidades de vuelo, resistencia, versatilidad, facilidad de mantenimiento, adaptabilidad a los terrenos y a las condiciones ambientales más diferentes y más duras, hicieron de él, más bien, el "camión volador" por excelencia. Tanto en el campo civil como en el militar, han prolongado su empleo mucho más allá de los límites de cualquier previsión razonable, es así que en la actualidad, líneas aéreas y fuerzas aéreas en todas las partes del mundo utilizan aún muchos aviones de esta estirpe. También es conveniente recordar que, a los aproximadamente 500 DC-3 (de los 803 fabricados) que al entrar en guerra los Estados Unidos fueron cedidos casi todos por las compañías aéreas nacionales a las fuerzas armadas, y a los








D8
Z
315159



Uno de los más de mil bimotores Douglas que tomaron parte en la invasión a Normandía en el curso del ''D-Day'' (el 6 de junio de 1944); este ejemplar es el C-47A piloteado por el teniente Charles H. Young, del 94 Squadron perteneciente al 439 Troop Carrier Group de la 9a. Air Force de la USAAF.
La coloración es la estándar de los aviones americanos de ese período (verde oliva oscuro,opaco, con las superficies inferiores en gris plomo) con el agregado de las franjas blancas y negras de identificación para los aviones aliados, ya adoptadas en ocasión de similares operaciones de desembarco aéreo —como la realizada en Sicilia— pero generalizadas en la época del desembarco en el continente europeo. En muchos de estos aviones, como en el caso ilustrado, la provisión de aparatos radioelectrónicos de auxilio a la navegación estaba especialmente desarrollada, como indican las antenas colocadas en los costados de la proa.
Este avión estaba destinado al remolque de planeadores (del tipo Waco CG-4A ''Hadrian'') y, por lo tanto, llevaba en la cola el respectivo gancho, normalmente presente en la versión C-53 del bimotor americano

0 1 2 3 4 m

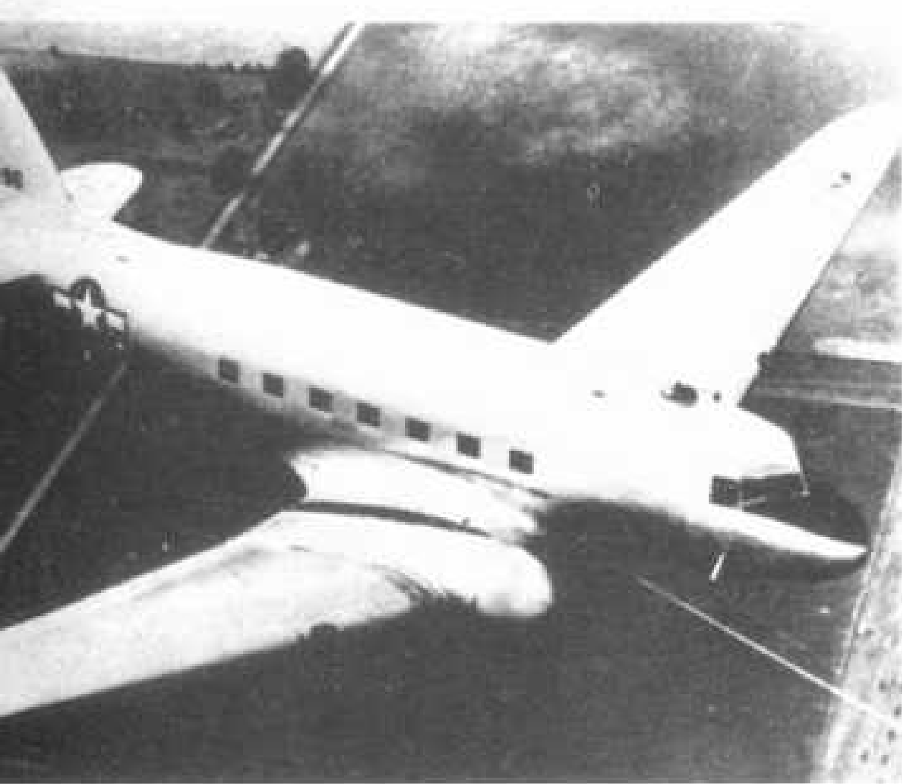
vincenzo cosentino











En orden descendente: muchos DC.3 fueron militarizados con la sigla C-49 (Archivo Bignozzi). Para el trasporte de altas personalidades de la U.S. Navy, fueron requisados dos DC.3, y tomaron la sigla R4D-2 (Archivo Bignozzi). Un C-53B en vuelo. Era una variante especial del Skytrooper con mayor alcance, del cual se realizaron solamente ocho ejemplares. El XC-47C, derivado de la trasformación en anfibio de un Skytrain de serie (Archivo Bignozzi). Conservando las góndolas y el tren de aterrizaje, pero sin motores, un Skytrain fue probado en 1944 como planeador, con la sigla XCG-17 (Archivo Catalanotto)

10123 fabricados (hasta agosto de 1945) para empleo militar, deben agregarse 487 ejemplares fabricados en Japón y alrededor de 2000 fabricados en la Unión Soviética: el total constituye la cantidad más alta jamás lograda por un avión de trasporte, y los tres centros de producción (¡de los cuales uno enemigo!) son otro factor que explica la extraordinaria difusión en el mundo del bimotor Douglas.

Su técnica

Así como su antecesor DC.2, el DC.3 era un monoplano en voladizo, bimotor, con estructura metálica y tren de aterrizaje retráctil, de configuración clásica. Muy actualizado respecto a la tecnología de la época, sin presentar nada de futurista, el excelente proyecto de A.E. Raymond y E.F. Burton incorporaba todas las innovaciones estructurales y aerodinámicas ya suficientemente probadas, en un proyecto armónico y funcional.

El ala, derivada de las patentes de John K. Northrop, era de tipo "celular multicostillas", basada en un larguero principal y dos auxiliares, y estaba realizada en cinco partes: la sección central (con revestimiento dorsal reforzado por el revestimiento de abajo en lámina ondulada, aplicada a las costillas), de planta rectangular y carente de diedro, que se introducía en el fuselaje y llevaba las góndolas de los motores con sus respectivos semitrenes de aterrizaje; las dos semialas, convergentes en cuerda y espesor, provistas de un gran diedro y que presentaban una fuerte convergencia del borde de ataque, y las dos puntas separables, de planta elíptica. Los hipersustentadores de intradós ocupaban todo el borde de salida de la sección central y parte de aquél de las semialas, y eran accionados hidráulicamente; los alerones estaban revestidos en tela, ambos llevaban aletas de corrección, regulable en tierra la izquierda, y en vuelo la derecha.

El fuselaje, de sección ovoide, casi circular, estaba realizado sobre la base de cuadernas a las cuales estaban unidos los paneles del revestimiento, reforzados por larguerillos longitudinales en extruidos en forma de L

Los empenajes, en voladizo, tenían una estructura similar a aquélla alar para los planos fijos; los móviles, en cambio, así como los alerones, tenían estructura de aleación liviana y revestimiento de tela, y todos estaban compensados estáticamente y aerodinámicamente, y provistos de aletas de corrección. El tren de aterrizaje comprendía dos elementos principales, amortiguados oleoneumáticamente, y provistos de frenos hidráulicos en las ruedas, que se retraían con comando hidráulico hacia adelante en las góndolas motrices: la retracción y la bajada requerían 15 segundos. La rueda de cola no retráctil era orientable, mientras que aproximadamente la mitad de las anteriores sobresalían del vientre de las góndolas motrices.

Los motores eran dos radiales (en los modelos militares, casi exclusivamente los Pratt & Whitney R-1830 "Twin Wasp" de 14 cilindros, provistos de compresor, que suministraban 1217 caballos en el decolaje y 1066 a 2200 metros) que accionaban hélices tripala metálicas de velocidad constante, normalmente del tipo Hamilton Standard. El combustible estaba contenido totalmente en la sección central del ala, en dos depósitos principales (cada uno de 794 litros) dispuestos en la parte anterior del larguero principal, y en dos auxiliares (760 litros cada uno) en la parte posterior. Cada motor estaba alimentado por un circuito propio, pero en caso de emergencia era posible sacar combustible de aquél del otro motor, gracias al sistema de alimentación cruzada. Dentro de cada góndola motriz estaba colocado un depósito de lubricante de 109 litros.

Comúnmente, la tripulación se componía de tres personas (piloto, copiloto y radiotelegrafista) y el fuselaje estaba dividido en seis compartimientos: cabina de pilotaje (con puerta de acceso a la izquierda y salida en el techo), compartimiento de equipaje anterior izquierdo, compartimiento de equipaje anterior derecho, cabina de radio, compartimiento de carga, tocador. Los pilotos, uno al lado del otro, disponían de un instrumental bastante completo para la época; en el mismo se hallaban radiocompás y receptores para los *marker beacons* y ILS para la aproximación de aterrizaje. El compartimiento de carga, con el piso reforzado en las versiones de carga, disponía de carril en el techo para el anclaje de las cargas que debían ser lanzadas en vuelo, ganchos de retención para las mercancías, asientos reclinables en tela; debajo del fuselaje podían ser trasportadas tres hélices, en el interior tres motores o dos camionetas, o el equivalente de 2725 kg; o bien 28 soldados equipados o 18 heridos en camilla con tres asistentes sanitarios. Una amplia puerta de carga en el lateral izquierdo caracterizaba al C-47; en los C-53, para el remolque de planeadores, se había instalado en la cola un gancho especial. El avión estaba provisto de equipo para la inhalación de oxígeno para la tripulación y los pasajeros, y de equipo antihielo: neumático en el borde de ataque de las semialas y de los planos de cola, y de inyección de alcohol en el parabrisas. No estaba previsto armamento, pero pequeñas aberturas en las ventanillas permitían el empleo de armas individuales o ametralladoras livianas desde los costados.

Su evolución

En 1935, la Douglas Aircraft Corporation reelaboró su excelente bimotor comercial DC.2, en un principio en el modelo DST (Douglas Sleeper Transport) más grande, con camas; luego en el DC.3 (que efectuó su primer vuelo el 22 de diciembre de 1935, piloteado por Carl Cover), pero destinado al simple trasporte de pasajeros. Respecto de su antecesor presentaba, además de motores más potentes (comúnmente los Wright R-1820 "Cyclone" de 9 cilindros) y mayores dimensiones y peso, un fuselaje más largo y de sección curvilínea, en lugar de laterales chatos, y un nuevo diseño del estabilizador vertical y de las puntas de alas. Fabricado de acuerdo con los pedidos de varias compañías, el DC.3 apareció en diversas variantes, con varios tipos de motores, distinto equipamiento interior e inclusive la puerta de acceso a veces en la habitual posición en



el lateral izquierdo, a veces en el derecho; cuando los aviones de las compañías americanas fueron militarizados, tomaron siglas diferentes que reflejaban estas diferencias (quizá por este mismo motivo, los aviones fabricados en la URSS llevaron en un principio la puerta en el lateral derecho). C-41A fue la sigla de un DC.3 de 23 plazas, con motores Cyclone de 988 caballos. Treinta y seis DC.3 con motores P. & W. R-1830 llevaron la sigla C-48, de los cuales 16 C-48B correspondientes al tipo civil DST con 14 literas; 138 con motores Wright R-1820 se convirtieron en los C-49 (de los cuales los C-49B con puerta a la derecha, y uno solo C-49F antes DST). Los mismos motores pero en variantes más potentes caracterizaban los 14 C-50 (de los cuales tres C-50B con los motores R-1820-81 y la puerta a la derecha) y un solo C-51 (matrícula 41-7702, motores Wright R-1820-83). Cinco fueron los C-52 con los motores R-1820-51; dos C-68 militarizados en 1942, con motores R-1820-92; cuatro DC.3B (modelo de 1937 con 28 plazas y motores R-1820-71) incorporados en 1942 como C-84. Todos estos aviones sirvieron para el trasporte personal, frecuentemente con equipamientos VIP (para las altas personalidades), y algunas veces resultaron más lujosos que en los correspondientes modelos civiles.

Para el empleo militar, el DC.3 fue ordenado en las versiones C-47 "Skytrain", trasporte "universal" con piso reforzado y amplia puerta de carga, y C-53 "Skytrooper" para trasporte de tropas, lanzamiento de paracaidistas y remolque de planeadores; esta versión, en realidad, precedió a la otra, cuya puesta a punto requirió más tiempo: en efecto, entró en línea a partir de octubre de 1941, mientras que el primer C-47 fue entregado a la USAAF en enero del año siguiente. El C-53 fue fabricado en 193 ejemplares, seguidos por ocho C-53B, 17 C-53C y 159 C-53D entregados en 1943. Mayor fue la producción del C-47, que vio a los primeros 953 ejemplares de 1941 seguidos al año siguiente por 4991 C-47A (diferentes sólo en la instalación eléctrica, de 24 Volt en lugar de 12 Volt), 2099 de los cuales fueron fabricados por los nuevos talleres de Tulsa, en Oklahoma, y los demás en Long Beach; en 1943 se sumaron 3108 C-47B (con los motores R-1830-90 ó 90B con compresores de dos etapas y mayor capacidad de combustible), más 133 TC-47C para el adiestramiento de pilotos y navegantes.

Una versión experimental, XC-47C, era un anfibio con dos grandes "pontones" expresamente proyectados por la EDO, que contenía cada uno los alojamientos para las ruedas retráctiles y un depósito suplementario de 1135 litros. Otra, XCG-17, era inclusive la trasformación en planeador, obtenida quitando los motores y aplicando un carenado en las góndolas. En efecto, estaba especificado que se pudiese restablecer, en caso de ser necesario, el equipo motopropulsor y, por lo tanto, todas las instalaciones conexas habían sido conservadas. No obstante tales limitaciones el avión —probado en 1944, remolcado por un C-54 (o bien por dos C-47 en tándem)— resultó ser, entre los planeadores de desembarco americanos, aquél dotado de mejor relación de vuelo planeado, y capaż de una carga útil de más de siete toneladas. Sin embargo, el respectivo programa, como también el del anfibio, fue abandonado.

La última versión para la USAAF fue el C-117, del cual se fabricaron en 1945 sólo 17 ejemplares de los 131 ordenados; eran aviones VIP, y en 1953, once VC-47 (V por VIP) fueron trasformados a su versión estándar, tomando la sigla C-117C. La marina, que durante la guerra había recibido alrededor de 600 DC.3 de diversas versiones militares, designadas R4D de 1 a 7, evaluó en 1951 el nuevo "Super DC.3" y, contrariamente a la USAF (que probó el avión con sigla YC-47F), decidió la adopción del avión, en el sentido que financió la trasformación de 98 ejemplares de modelos anteriores en R4D-8, que después de la unificación de las siglas entre las dos principales aviaciones militares de los Estados Unidos, se convirtieron en C-117D. Esta última variante del DC.3 presentaba nuevas semialas, con una ligera flecha y puntas cuadradas, motores Wright R-1820-80 en nuevas góndolas que encerraban totalmente el tren de aterrizaje, nuevos empenajes y muchas modificaciones en los equipos, tanto es así que resultaba un avión casi totalmente nuevo, mereciendo precisamente la designación de Super DC.3.

En cuanto a los aviones fabricados en el exterior, la URSS (que antes de la guerra había adquirido varios DC.3 que habían entrado en línea con la Aeroflot a partir de junio de 1937, y después recibió 700 ejemplares) envió a la Douglas al ingeniero Boris Lisunov para estudiar los sistemas de fabricación americanos; de esto resultó la fabricación de por lo menos 2.000 PS-84, sigla posteriormente modificada en Li.2, acreditándole inclusive a Lisunov su proyecto, coherentemente con el rechazo de pagar cualquier derecho de licencia a la casa americana. Los aviones rusos llevaron comúnmente motores de fabricación nacional, los M-62 (derivados a su vez de los Wright americanos) en carenados provistos de parcializadores para la introducción de aire, típicos del empleo en climas rigurosos y, con frecuencia, fueron armados con una torreta dorsal (la del bombardero Il-4, con una ametralladora BS de 12,7 mm) y puestos laterales, más, algunas veces, un arma fija en la proa e inclusive portabombas ventrales, a los cuales normalmente estaban aplicados, sin embargo, reabastecedores que podían lanzarse con paracaídas. Después de la guerra, la NATO le dio al avión el nombre "Cab". En Japón, a la adquisición de 13 DC.3 con motores Wright y siete con motores P. & W., entregados entre noviembre de 1937 y febrero de 1939, siguió la adquisición de la licencia de fabricación y venta, por parte de la marina imperial,

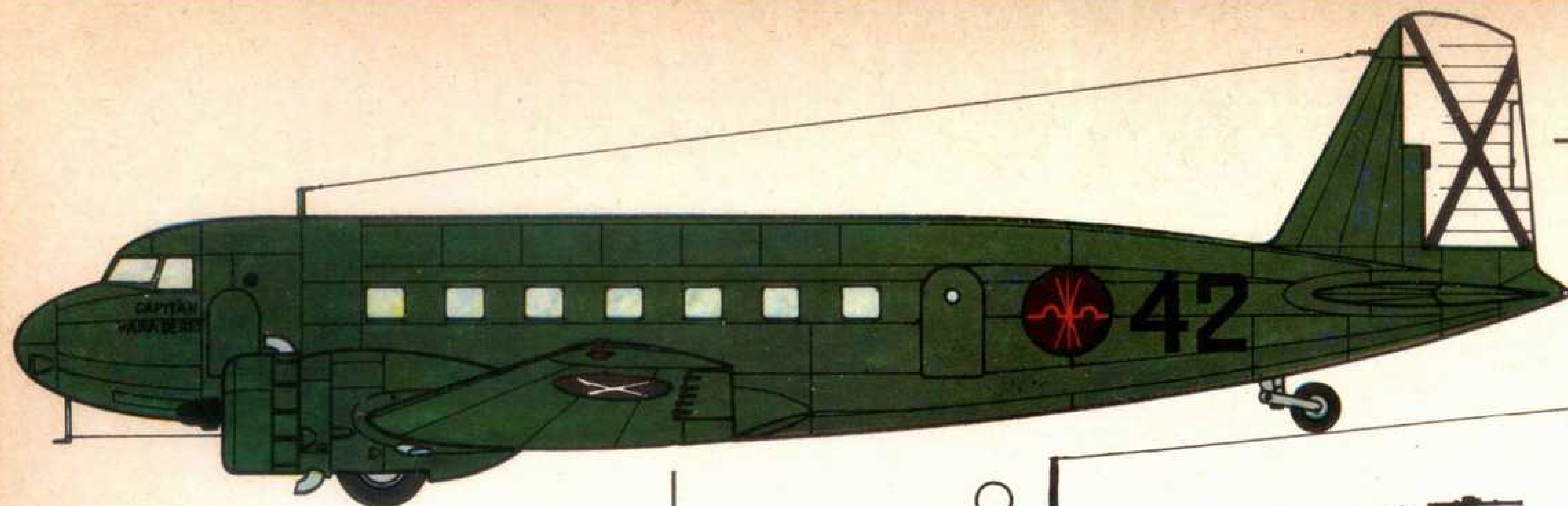
Aquí abajo, en ese orden: uno de los pocos LD2-4A, variante armada del C-47 fabricada en Japón por la Showa (Archivo Falessi).
En la URSS, alrededor de 2000 aviones de este tipo fueron fabricados como Lisunov Li.2. En la fotografía, un Li.2 con tren de aterrizaje provisto de esquíes empleado en las expediciones polares. Obsérvese la puerta de acceso en el lateral derecho (Archivo Bignozzi).
Dos Dakota de la Royal Canadian Air Force en Europa, en la década de 1950 (Archivo Apostolo).
Un C-47 con los colores de la real aviación holandesa (Archivo Apostolo).
Abajo, izquierda: Un C-47 libio con los viejos colores de la aviación real, durante una recorrida en Italia (Archivo Coggi)



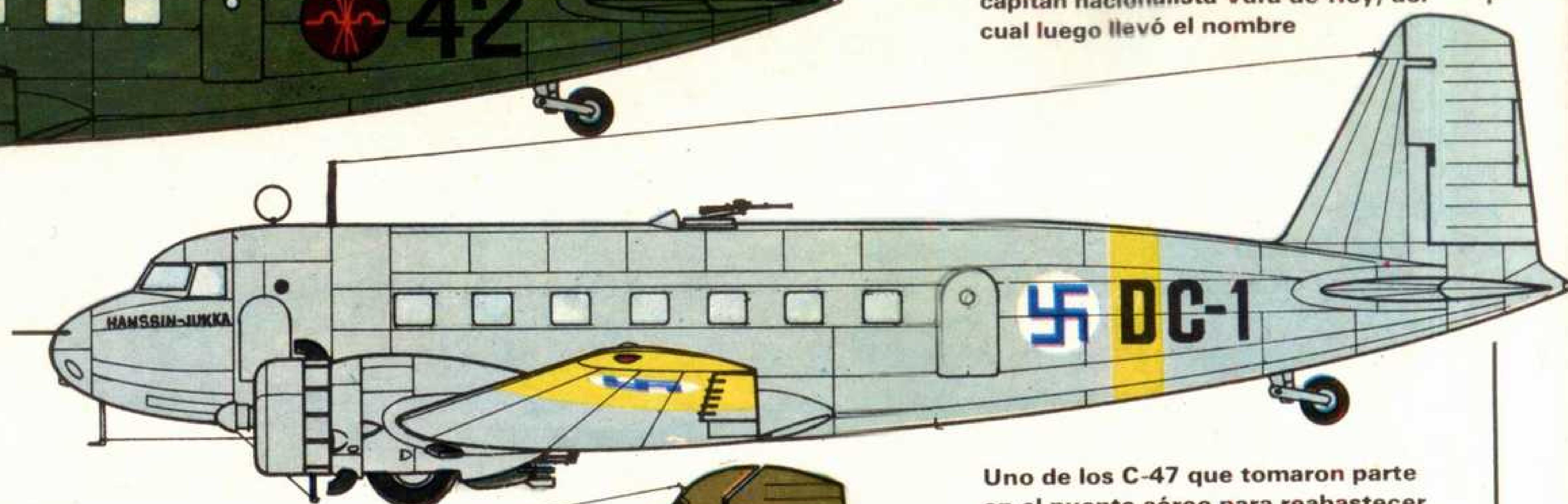




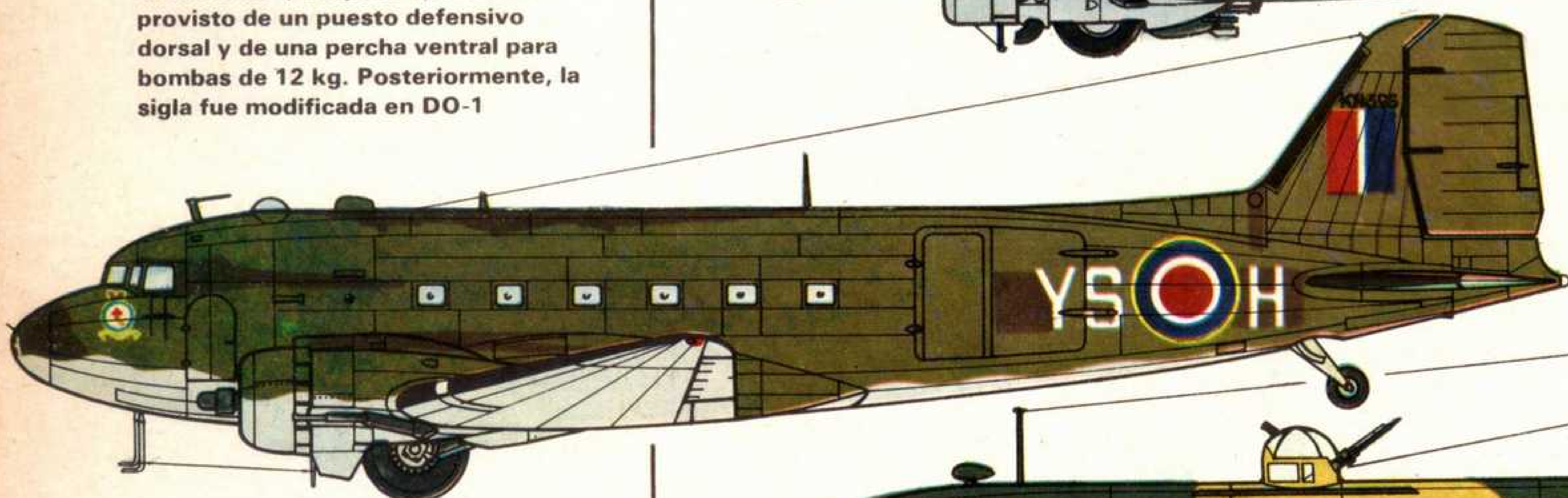




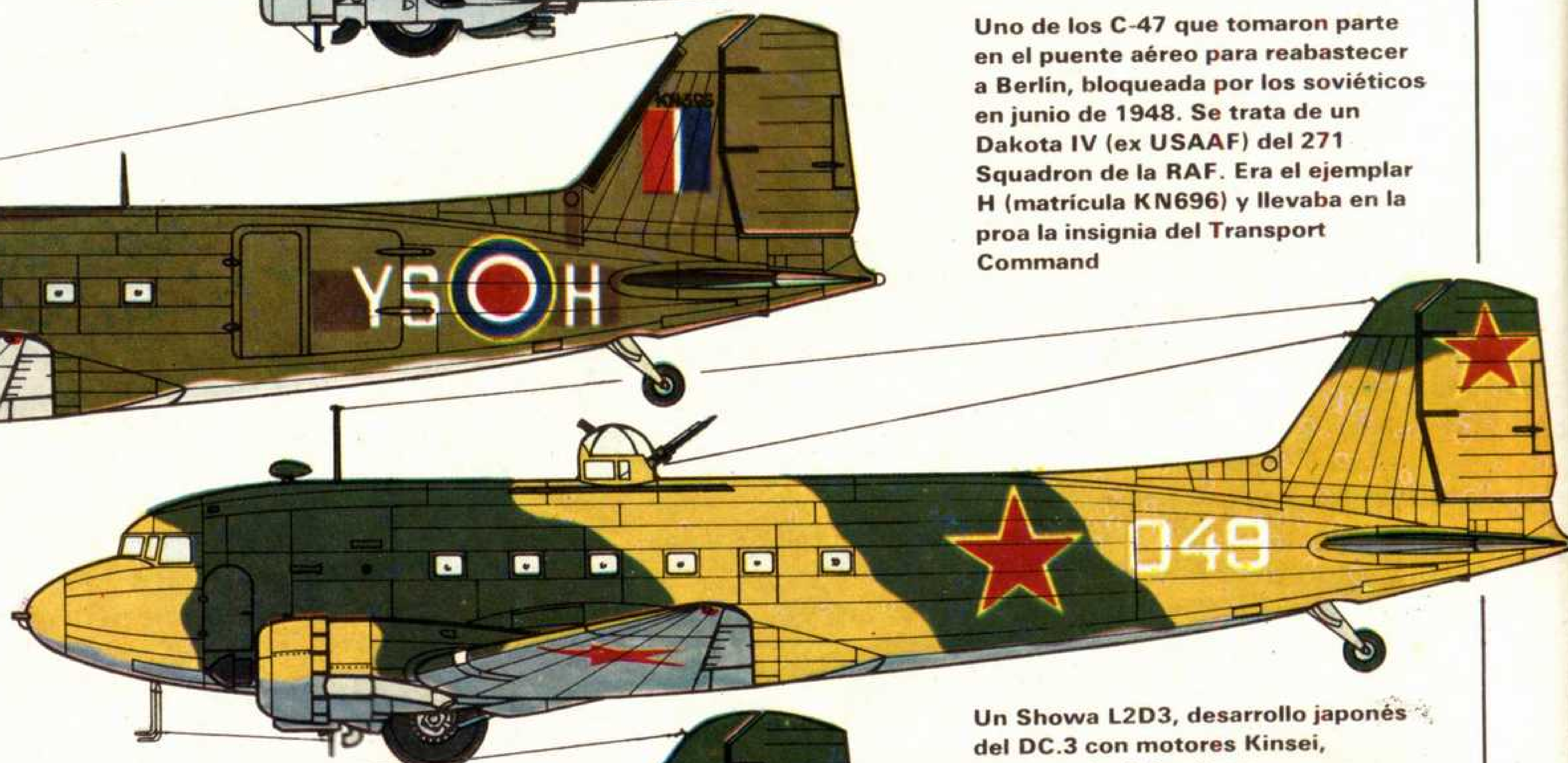
Uno de los cuatro DC.2 empleados por la aviación republicana durante el conflicto español, capturado en Sevilla el 17 de junio de 1936 por el capitán nacionalista Vara de Rey, del cual luego llevó el nombre



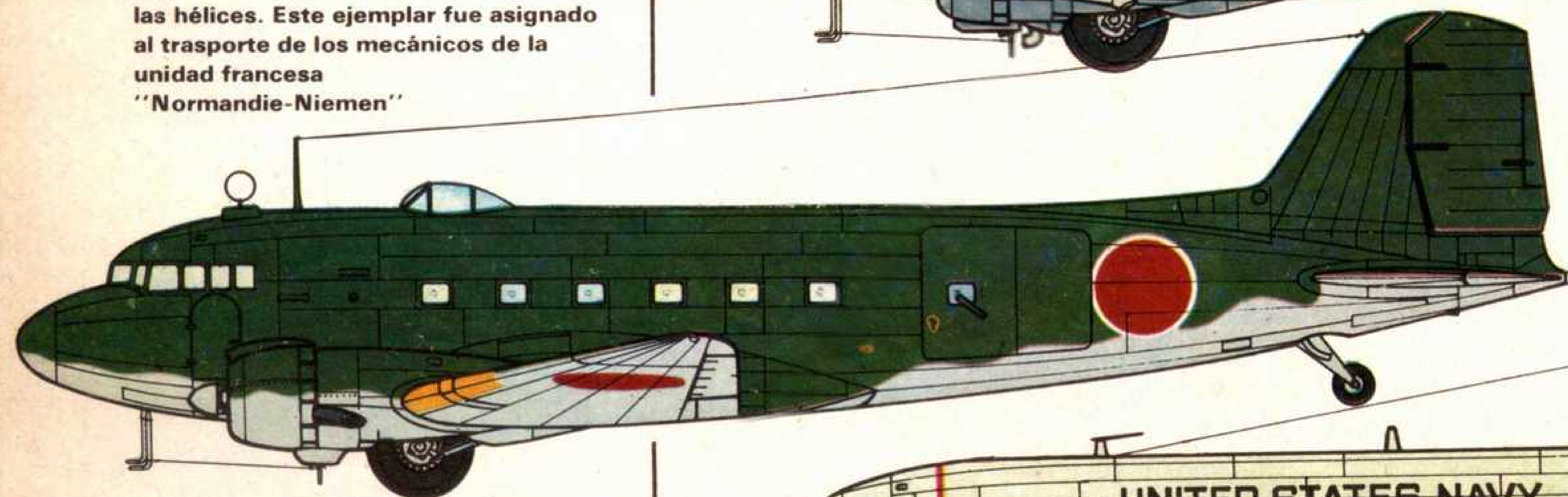
El DC.2 bautizado ''Hanssin Jukka'' que el sueco Carl Gustav von Rosen (quien lo había donado a la aviación finlandesa) piloteó en acción contra los rusos con otro piloto sueco y un artillero danés, durante la ''guerra de invierno'', después de haberlo provisto de un puesto defensivo dorsal y de una percha ventral para bombas de 12 kg. Posteriormente, la sigla fue modificada en DO-1



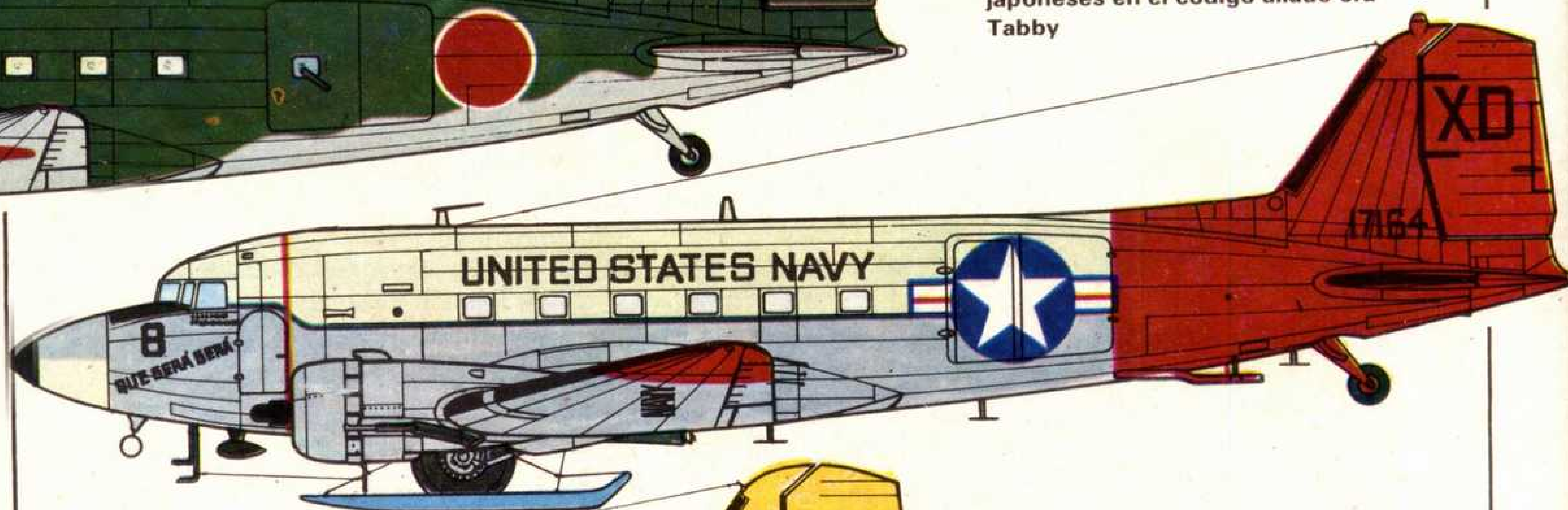
Uno de los C-47 que tomaron parte en el puente aéreo para reabastecer a Berlín, bloqueada por los soviéticos en junio de 1948. Se trata de un Dakota IV (ex USAAF) del 271 Squadron de la RAF. Era el ejemplar H (matrícula KN696) y llevaba en la proa la insignia del Transport Command



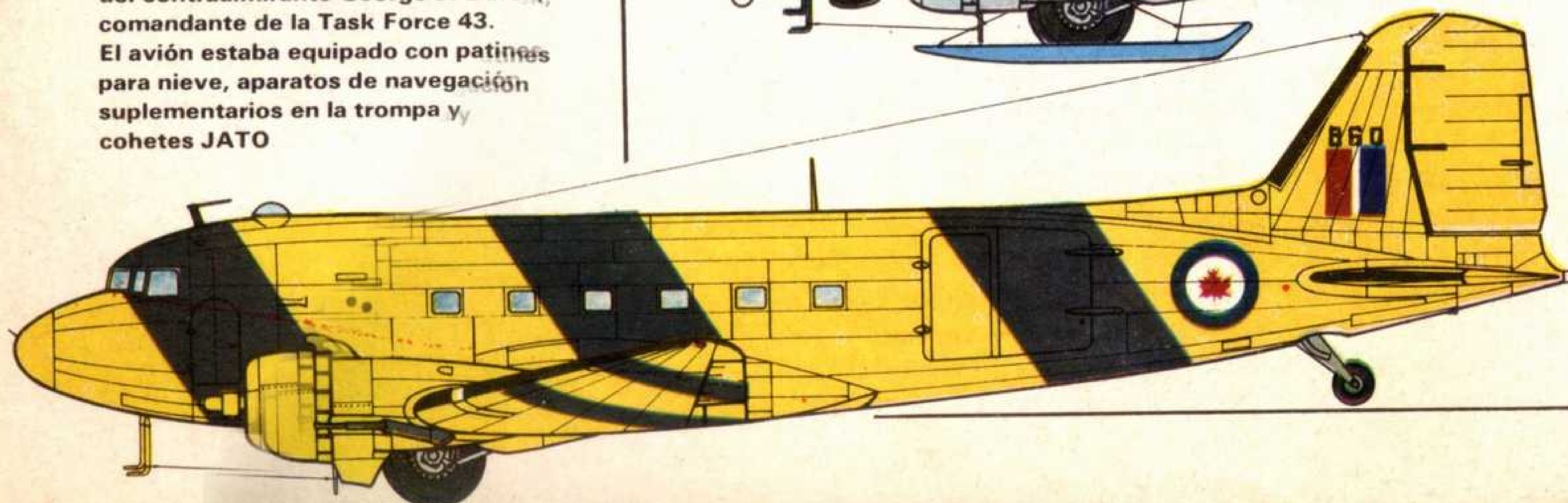
Un PS-84 (luego Li-2) de la aviación soviética, armado con una torreta dorsal del tipo montado en el bombardero DB-3F (Il-4); los motores M-62 (luego signados AS-62 IR) estaban provistos de ojivas para las hélices. Este ejemplar fue asignado al trasporte de los mecánicos de la unidad francesa ''Normandie-Niemen''



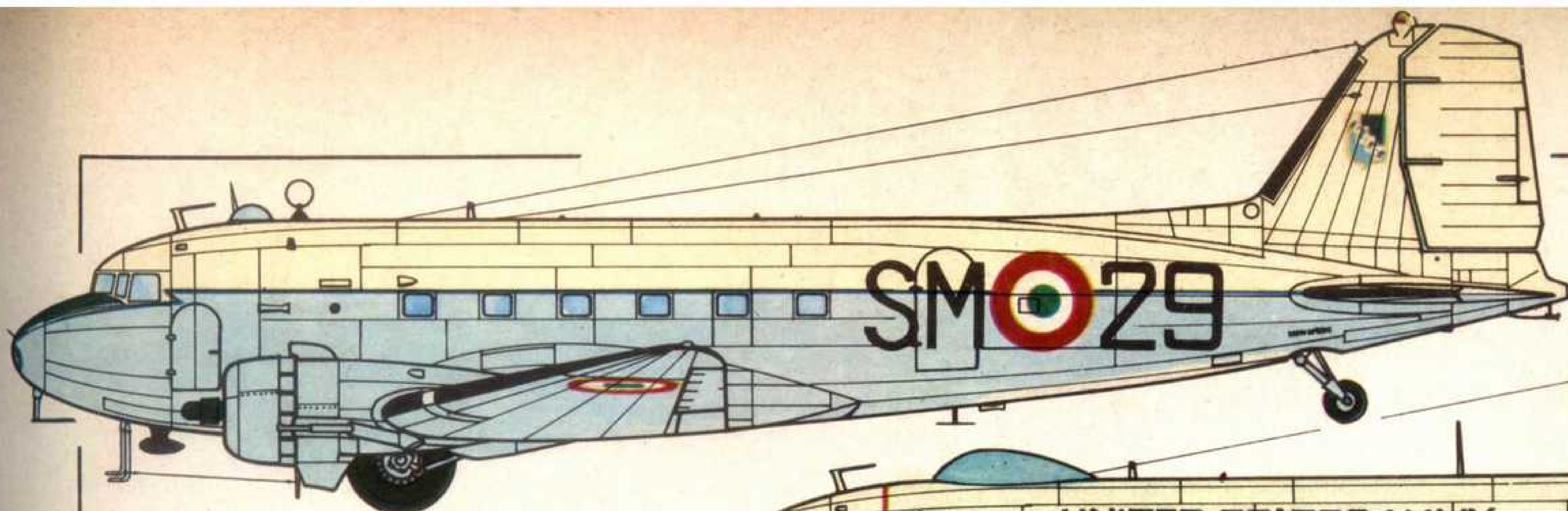
Un Showa L2D3, desarrollo japonés del DC.3 con motores Kinsei, armamento defensivo y modificaciones en la cabina, fabricado para la marina imperial como trasporte tipo ''O'', modelo 22. La denominaciòn dada a los DC.3 japoneses en el código aliado era Tabby



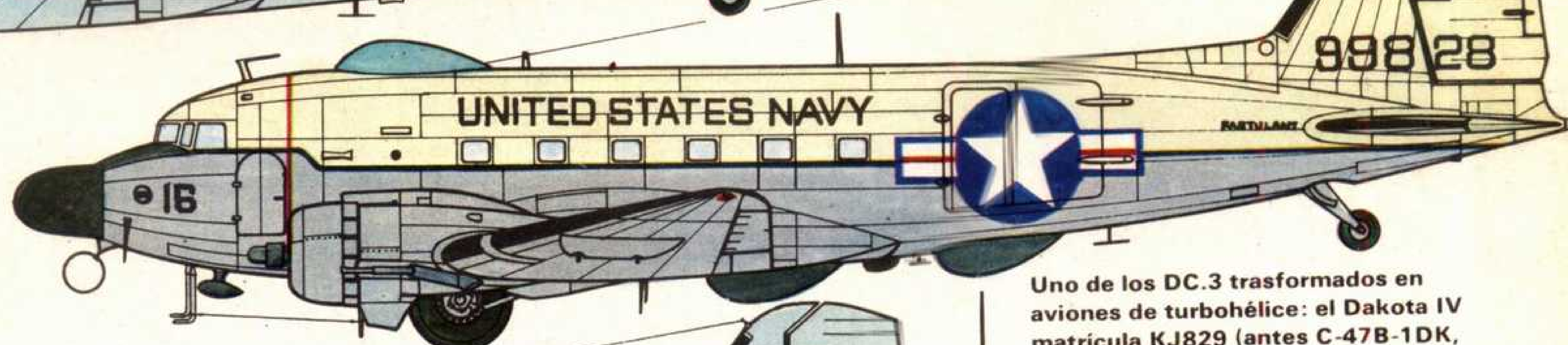
El primer avión que se posó en el Polo Sur (el 31 de octubre de 1956), el R4D-5L (L por ''apto para los climas fríos''), bautizado ''Que será, será'', del contraalmirante George J. Dufek, comandante de la Task Force 43. El avión estaba equipado con patines para nieve, aparatos de navegación suplementarios en la trompa y cohetes JATO



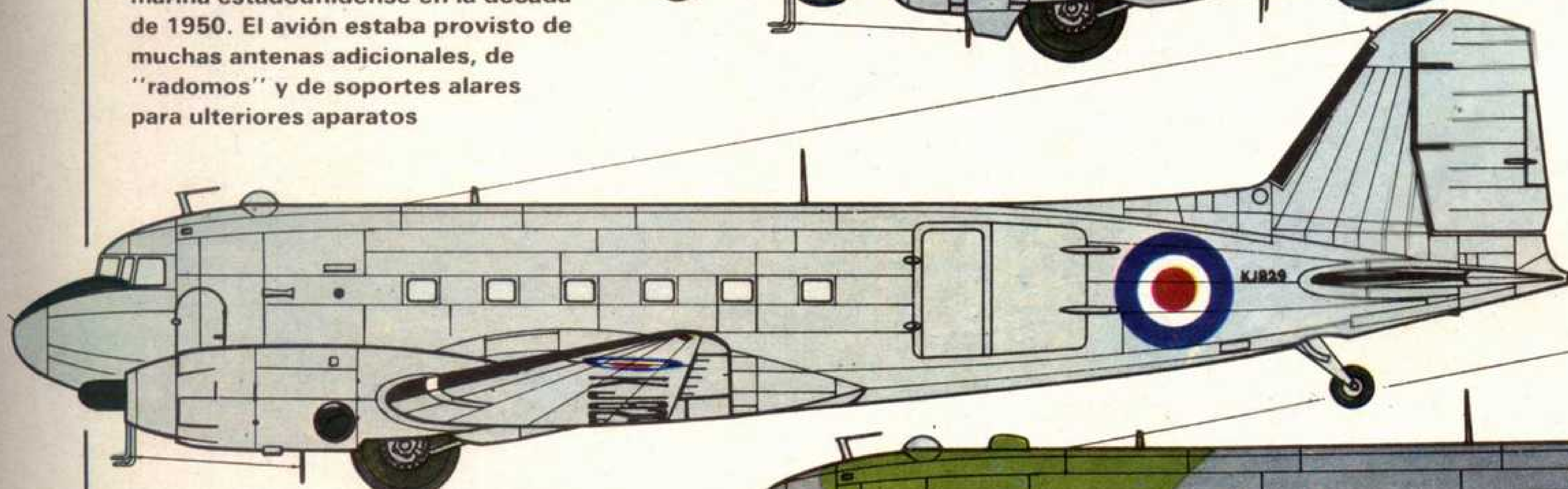
Un Dakota de la Royal Canadian Air Force con base en Vancouver en la década de 1950. Destinado al remolque de blancos para el adiestramiento de la defensa antiaérea y de los aviones de caza, conservaba la típica coloración británica para los aviones asignados a tal tarea. La matrícula es 860



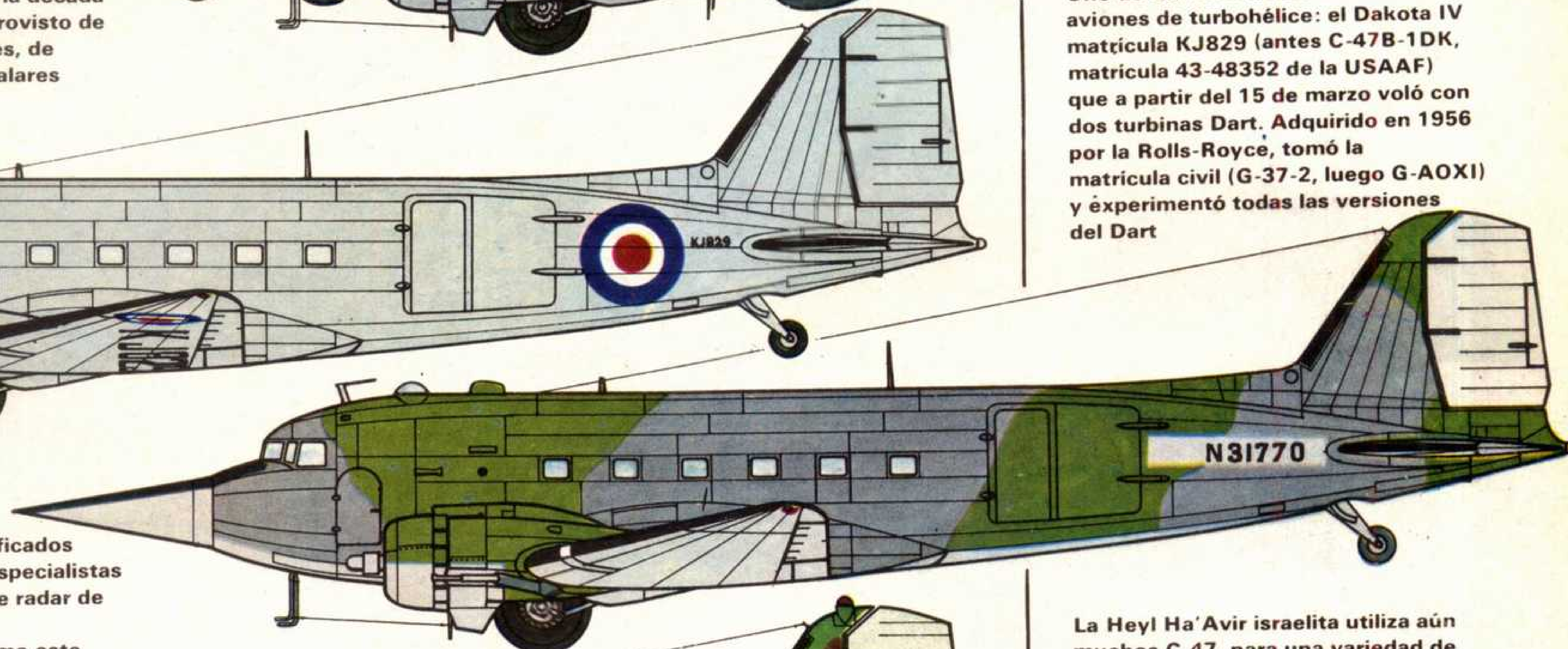
Uno de los C-53 (y C-47) aún empleados por la Aeronáutica Militar Italiana: es un C-53B asignado a la Unidad de Vuelo del Estado Mayor, con asiento en Ciampino (Roma)



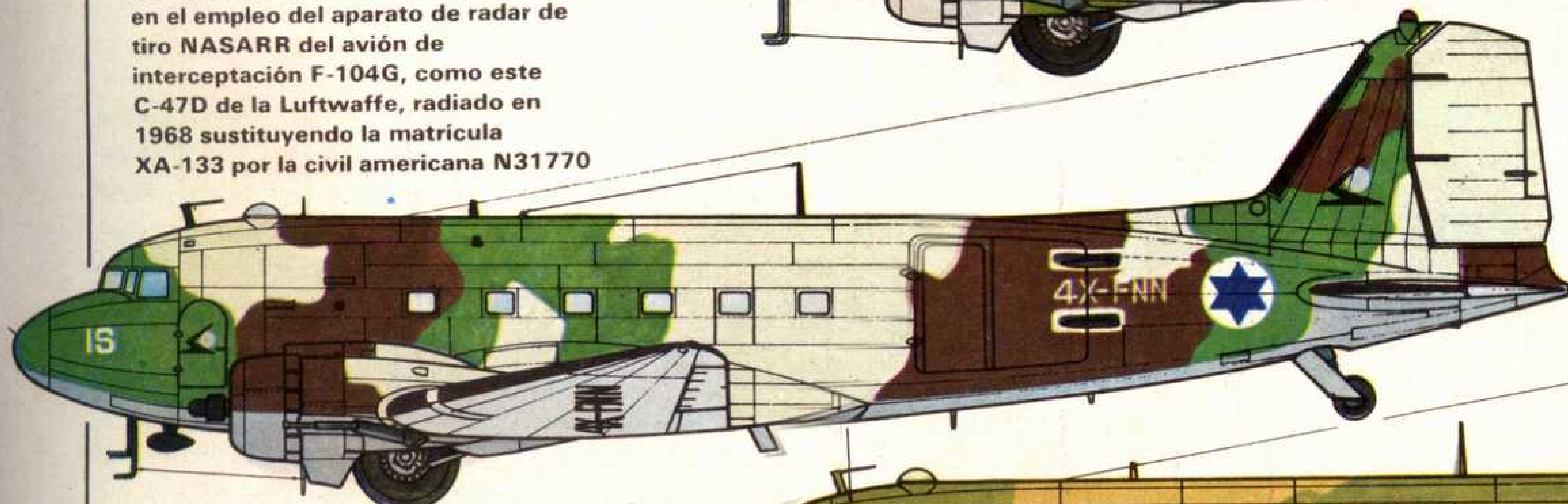
R4D-6Q utilizado como "aula voladora" para el adiestramiento de los operadores en la observación mediante radar (Q significa "contramedidas electrónicas") de la marina estadounidense en la década de 1950. El avión estaba provisto de muchas antenas adicionales, de "radomos" y de soportes alares para ulteriores aparatos



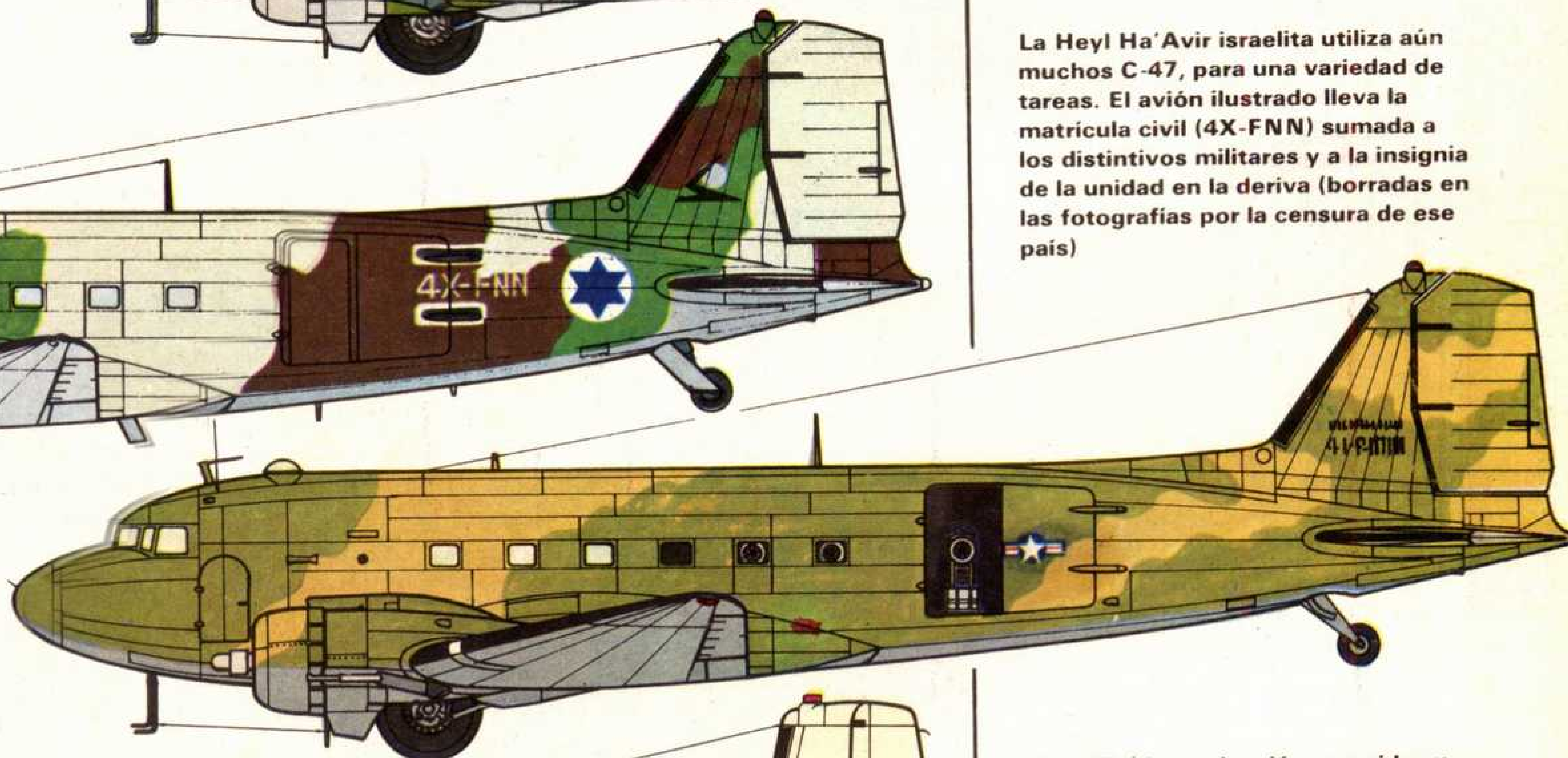
Uno de los DC.3 trasformados en aviones de turbohélice: el Dakota IV matrícula KJ829 (antes C-47B-1DK, matrícula 43-48352 de la USAAF) que a partir del 15 de marzo voló con dos turbinas Dart. Adquirido en 1956 por la Rolls-Royce, tomó la matrícula civil (G-37-2, luego G-AOXI) y experimentó todas las versiones del Dart



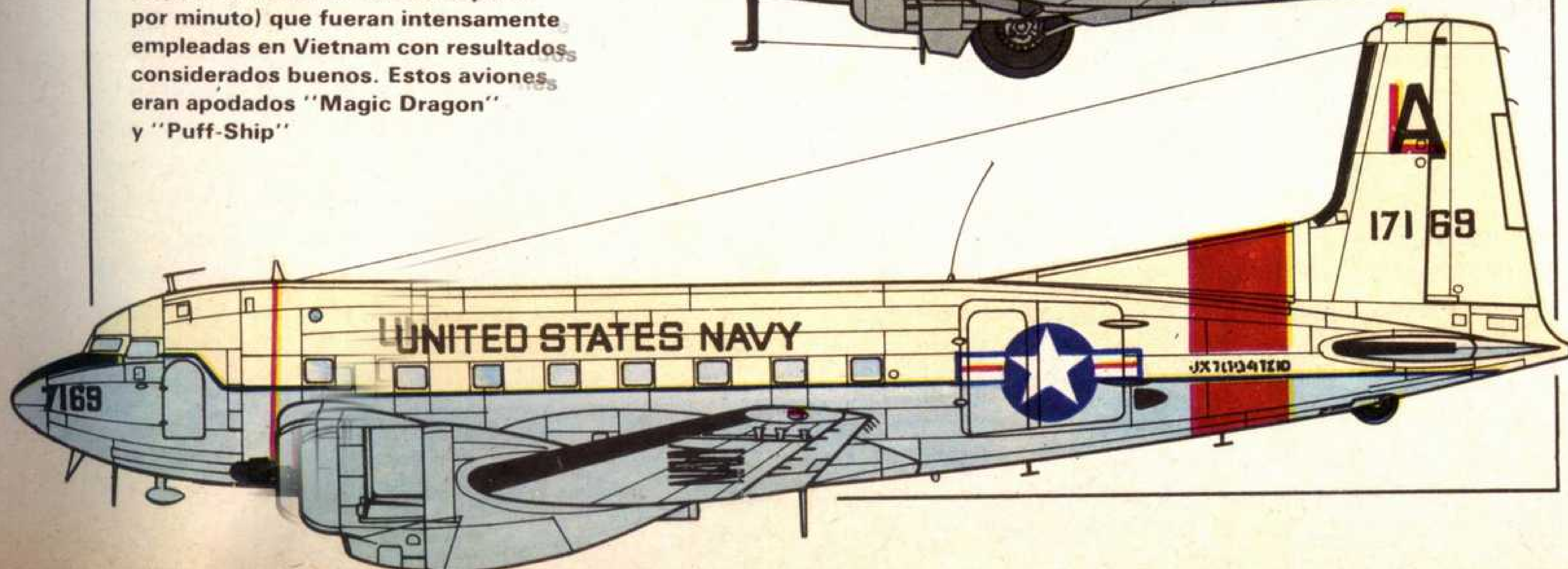
Muchos C-47 fueron modificados para adiestrar a pilotos y especialistas en el empleo del aparato de radar de tiro NASARR del avión de interceptación F-104G, como este C-47D de la Luftwaffe, radiado en 1968 sustituyendo la matrícula XA-133 por la civil americana N31770



La Heyl Ha'Avir israelita utiliza aún muchos C-47, para una variedad de tareas. El avión ilustrado lleva la matrícula civil (4X-FNN) sumada a los distintivos militares y a la insignia de la unidad en la deriva (borradas en las fotografías por la censura de ese país)

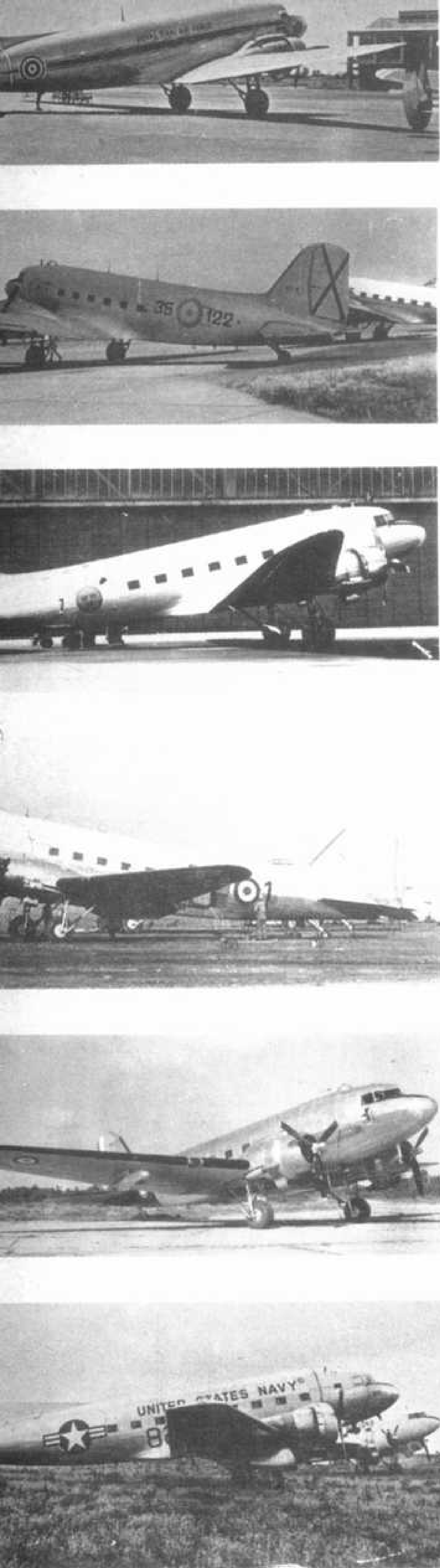


Un AC-47A, edición armada con tres armas General Electric "Minigun" en el lateral izquierdo (capaces de disparar un total de 18000 disparos por minuto) que fueran intensamente empleadas en Vietnam con resultados considerados buenos. Estos aviones eran apodados "Magic Dragon" y "Puff-Ship"



C-117D (denominación asumida por el R4D-8 después de la unificación de las siglas de la marina con las de la USAF, en 1962), edición militar del "Super DC.3" realizada en 98 ejemplares para la U.S. Navy modificando células de R4D-6 (versión correspondiente al C-47D)

vincenzo cosentino



En orden descendente: Un C-47 de la real aviación tailandesa (Archivo Apostolo). Un C-47 del Ejército del Aire, fotografiado en Fiumicino en 1956. El avión acompañaba a la patrulla acrobática española en una exhibición (Archivo Bignozzi). Un C-47 de la real aviación sueca (Archivo Apostolo). Un C-53 modificado como aula voladora para el adiestramiento en el radar, empleado en la escuela de caza todo-tiempo de la Aeronáutica Militar Italiana en Amendola (Foggia) (Archivo Bignozzi). Algunos C-47 fueron provistos de turborreactores auxiliares de diferentes tipos: en la fotografía, un ejemplar de la Armée de l'Air con dos Sterma 200 (Archivo Catalanotto). Noventa y ocho R4D-6 de la U.S. Navy fueron convertidos al estándar "Super DC.3", tomando la sigla R4D-8 (Archivo Apostolo)

que utilizó como testaferro a la sociedad Mitsui. La fabricación se confió a la Showa, con la colaboración de la Nakajima, dándosele al avión la sigla L2D. A los dos prototipos L2D1, con motores P. & W. SB3G, siguieron 71 L2D2 de fabricación Nakajima, y luego los Showa, todos con motores nacionales Mitsubishi "Kinsei" 43 de igual potencia.

A esta versión (Marina tipo 0 de Trasporte, modelo 11), siguió una variante de carga, con piso reforzado y amplia puerta, el modelo 21 ó L2D2-1; luego el modelo 22, identificable por una más extensa disposición de ventanillas del puesto de pilotaje, fabricado en cuatro variantes, el experimental modelo 32 (LD2D-4) y el prototipo no concluido del modelo 33, L2D5 con motores "Kinsei" 62 de 1560 caballos y estructura de acero y madera en lugar de aleaciones de aluminio. Llamado "Tabby" en el código aliado, el DC.3 japonés disponía en las últimas versiones de puestos dorsales y laterales para una 13 mm y dos 7,7 mm respectivamente.

Por último, no se puede dejar de mencionar los desarrollos del DC.2 y DC.3 en bombarderos, actividad que dio origen al B-18 que, en 1941 constituía, con 350 ejemplares, la columna vertebral de las unidades americanas, y al más brillante B-23 "Dragon", realizado solamente en 38 unidades, pasando muy pronto a tareas secundarias. También debe recordarse que algunos ejemplares fueron convertidos en aviones de turbohélice, en un principio en Gran Bretaña, donde un "Dakota" IV recibió en 1949 dos turbinas Armstrong Siddeley "Mamba", y algunos ejemplares civiles modificados de manera similar (con los Rolls Royce "Dart") entraron en línea con la BEA para el trasporte de mercancías, y luego también en los Estados Unidos, donde la Conroy propuso en 1965 un DC.3 renovado de este modo.

Su empleo

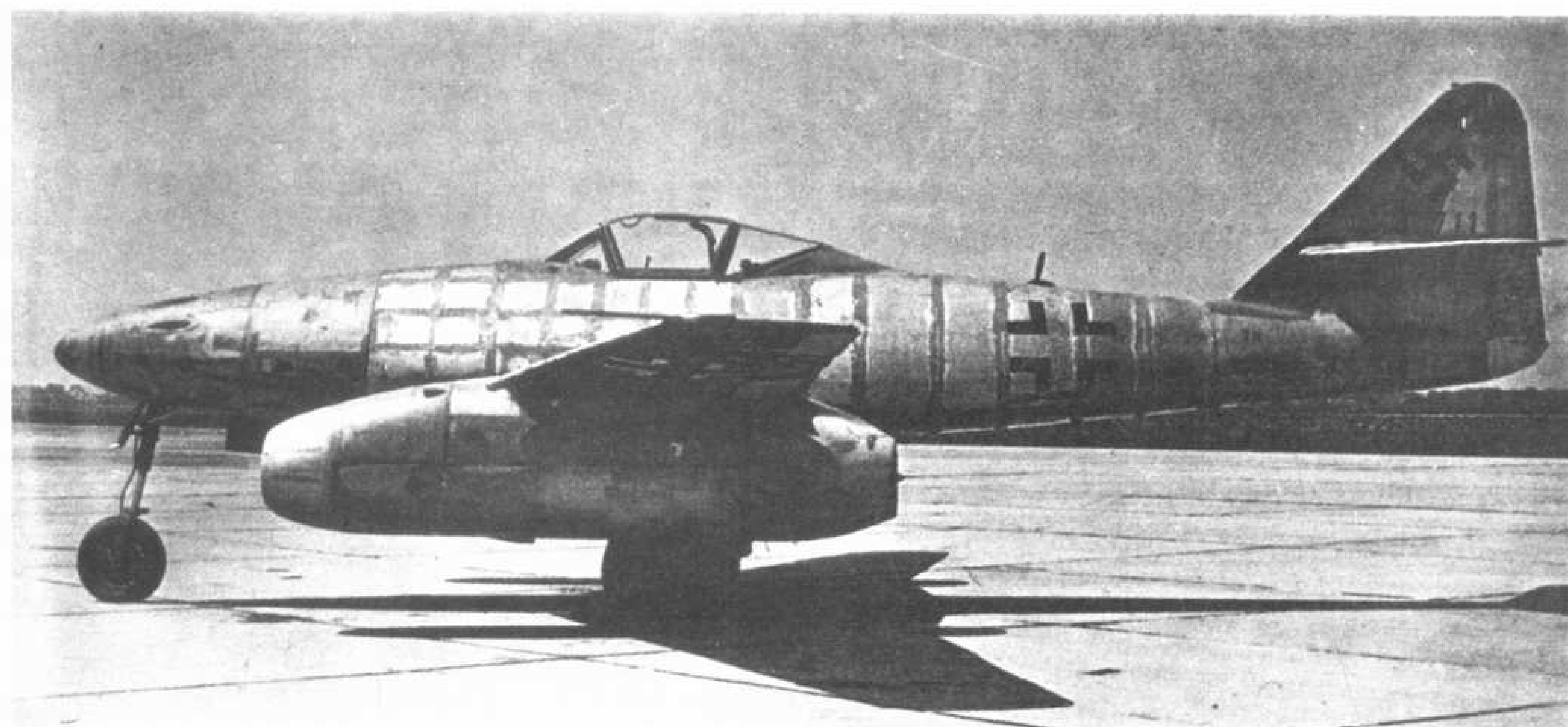
La carrera militar de los bimotores Douglas comenzó en los cielos de España: durante la Guerra Civil, cuatro DC.2 operaron en las filas republicanas, no sólo como aviones de trasporte sino también como bombarderos de emergencia; uno fue capturado y utilizado por los nacionalistas. Un empleo similar tuvo el 115 DC.2 fabricado, dejado de usar por la KLM y comprado por el conde Carl Gustav von Rosen: el sueco lo ofreció a Finlandia en enero de 1940 y lo piloteó en la única misión bélica que el avión, con matrícula DC-1 y bautizado "Hanssin Jukka", efectuó contra los rusos durante la "guerra de invierno", equipado para el lanzamiento de 24 bombas de 12 kg y armado con una 7,62 mm en un puesto abierto dorsal. Después de regresar a la base con un motor bloqueado por el hielo, el avión permaneció inmovilizado por el resto de la guerra, pero comenzó a volar nuevamente —como avión de trasporte— con la reanudación de las hostilidades en junio de 1941, sirviendo con las insignias finlandesas hasta la primavera de 1955. También la Royal Air Force empleó algunos DC.2: se trataba de pocos ejemplares militares que la USAAF cedió a la aviación británica en 1941 junto con algunos DC.3 también militarizados, y que sirvieron para trasportar tropas cuando se produjo la sublevación iraquí de Rashid Ali.

En América, el DC.3 militar constituía el único avión de trasporte disponible en buena cantidad después de Pearl Harbor y, apenas fue posible, fue empleado en todos los frentes; ya en 1942 comenzaban los traslados en vuelo sobre el Atlántico para las entregas a la RAF y a la aviación soviética, y enlaces espectaculares como aquél entre Australia y Nueva Guinea y el sobrevuelo del Himalaya para la vital ruta entre la India y China (a pesar de que en esta última y difícil ruta se prefirió, generalmente, el más potente Curtiss C-46 "Commando"). Con el C-47, fue posible adiestrar y luego lanzar importantes fuerzas de paracaidistas, y remolcar grandes planeadores de desembarco. La primera operación de este género se produjo el 10 de junio de 1943 en Sicilia, seguida por la invasión de Birmania por obra de las fuerzas aerotrasportadas del coronel Cochran, y por el desembarco en Normandía, que vio el empleo de más de mil C-47. La aviación inglesa empleó intensamente estos aviones (los bautizó "Dakota"), y tuvo aproximadamente 2000 de éstos. De los mismos, 1300 los obtuvo basándose en la ley "préstamo y arriendo": unos cincuenta Dakota I (C-47), ocho Dakota II (C-53), alrededor de 950 Dakota III (C-47A) y más de 200 Dakota IV (C-47B); otros los pasó a las fuerzas aéreas del Commonwealth. Tanto los ingleses como los americanos perfeccionaron la técnica del enganche de planeadores por parte del bimotor Douglas que, gracias a un simple equipo, enganchaba en vuelo al planeador que debía remolcar. Un Dakota I remolcó un planeador Hadrian cargado de provisiones urgentes para la URSS, desde Canadá hasta Escocia.

La contribución de este avión a la victoria de los aliados en la Segunda Guerra Mundial fue reconocida por el general Eisenhower, quien lo mencionó entre las cuatro realizaciones que se revelaron más importantes a este fin (las otras fueron, en esa lista, el *jeep*, la *bazooka* y la bomba atómica). Por lo tanto, no sorprende el hecho de que aun después de la guerra, el "Gooney Bird" haya permanecido en servicio durante mucho tiempo, prestándose a las tareas más dispares, operativas y experimentales. La última gran operación de trasporte que lo tuvo como protagonista fue el "puente aéreo" de Berlín en 1948; pero luego desarrolló una intensa actividad en la evacuación de los heridos de Corea, donde operó también como "batidor" para los bombarderos nocturnos, lanzando cohetes luminosos sobre los objetivos enemigos. Después de haber participado, también como bombardero improvisado, en los primeros conflictos entre israelitas y árabes, en el conflicto vietnamita desempeñó de nuevo una función netamente ofensiva en la variante AC-47 "Gunship", armada de tres complejos "Minigun" que disparaban desde el lateral izquierdo del fuselaje.

El C-47 militó, como avión de trasporte y para el control de aparatos electrónicos, en las filas de las aeronáuticas militares de casi todos los países, de una u otra parte de la "cortina de hierro": convincente tributo a las excepcionales características de aquél que sigue siendo, probablemente, el más grande avión jamás construido.

Messerschmitt
Me. 262 "Schwalbe"



Uno de los Me.262 (izquierda) capturados inmediatamente después de la finalización de la guerra. Este ejemplar, un cazabombardero de la variante A-2a, era el del piloto Hans Fay. Abajo, en orden descendente: El tercer prototipo V-3 del Me.262. El avión aún estaba provisto del tren de aterrizaje triciclo posterior; sin embargo, era el primero de los prototipos que volaba solamente con la propulsión de los motores de reacción. La fotografía data del verano de 1942. La sección triangular del fuselaje se destaca en este encuadre de uno de los prototipos, el V-6, completo de armamento. Un cazabombardero Me.262A-2: debajo del fuselaje se observan las dos bombas de 250 kg colocadas una al lado de la otra



Primer caza de reacción asignado a las unidades y empleado en acciones bélicas extremadamente avanzadas y de performances realmente excepcionales para la época en que hizo su aparición, el Me.262 debe su merecida fama no sólo a sus revolucionarias características técnicas, sino también al hecho de haber constituido, para Alemania que estaba empeñada en una lucha mortal contra las flotas aéreas aliadas, la última esperanza de éxito.

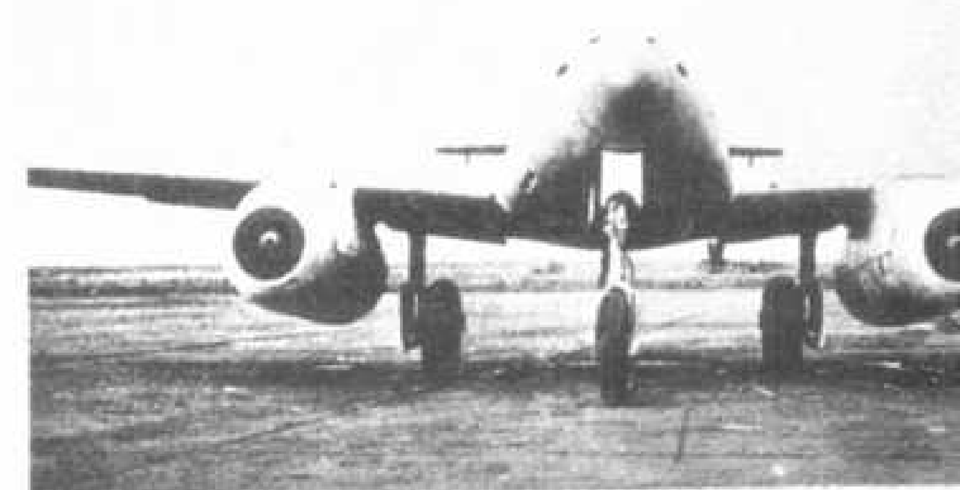
Una gran bibliografía atribuyó a la obstinación de Hitler, el irreparable retraso con el que el birreactor Messerschmitt fue empleado en su verdadera función de caza contra las fuerzas aéreas angloamericanas. Hitler quiso que el Me.262 fuera utilizado como bombardero ultraveloz contra las fuerzas de invasión aliadas y para ataques de represalia contra Inglaterra. Sin embargo, el cuadro suministrado por documentaciones recientemente aparecidas es muy diferente, y el verdadero defensor de la conveniencia de emplear el Me.262 como bombardero sería precisamente el profesor Willi Messerschmitt, su constructor. Movido por una feroz antipatía (francamente correspondida) hacia el felmariscal Milch, quien había sido su más irreductible enemigo en la dura controversia originada por el fracaso del bimotor Me.210, el constructor bávaro terminó sosteniendo prácticamente, que el Me.262 después de todo, podía desempeñarse como avión de ataque, esperando dejarle, de este modo, el camino libre al Me.209 que, aun siendo superior al viejo "109" era, sin embargo, enormemente inferior al revolucionario avión de reacción.

Messerschmitt comenzó a ocuparse del proyecto que llevaría al Me.262 hacia fines de 1938, cuando

CARACTERÍSTICAS		A-1a "Schwalbe"	A-2a "Sturmvogel
Envergadura	m	12,65	12,65
Largo total	m	10,60	10,60
Altura	m	3,85	3,85
Superficie alar	m^2	21,70	21,70
Flecha en el borde de ataque		18°32'	18°32'
Peso vacío	kg	4 418	4 500
Peso total	kg	5 939	6 010
Peso con sobrecarga	kg	6 394	7 085
Velocidad máxima	km/h	805 866	750
a la altura de	m	0 9 000	7 000
Velocidad de trepada máxima	m/seg	20 11 5,5	—
a la altura de	m	0 6 000 9 000	—
Techo práctico	m	11 450	10 025
Alcance	km	480 845 1 050	—
a la altura de	m	0 6 000 9 000	—
Carga máxima de bombas	kg	—	500
Armamento		4 x 30 mm	4 x 30 mm
Motores tipo		Junkers Jumo 109-004 B-1	Junkers Jumo 109-004
Empuje máximo en el decolaje	kg	2 x 900	2 x 900

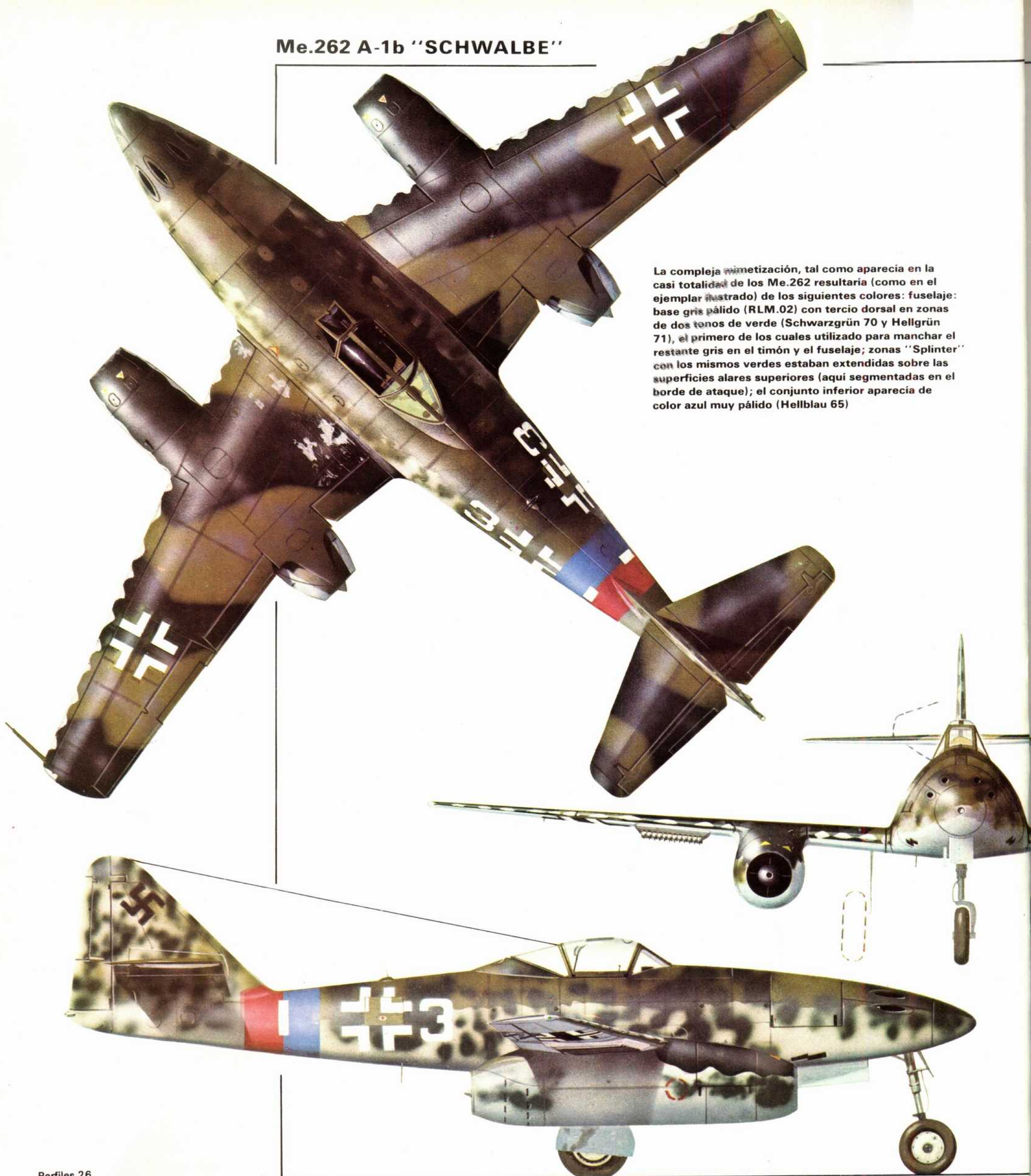
el Reichsluftfahrtministerium estipuló con la firma de Augsburgo un contrato para la realización de un avión de reacción de caza, del cual se requerían una velocidad máxima de 850 km/h y una autonomía de una hora. Ya desde hacía algunos meses, la Messerschmitt A.G., que había sucedido en julio de 1938 a la Bayerische Flugzeugwerke A.G., había comenzado el estudio preliminar del avión, luego de contactos con algunos elementos del RLM comprometidos en los programas que versaban sobre motores de reacción.

El limitado impulso que se preveía que pudieran suministrar los motores, llevó a la solución bimotor en el proyecto denominado P.1065, que también tenía la ventaja de permitir una cierta posibilidad de





Me.262 A-1b "SCHWALBE"



La compleja mimetización, tal como aparecía en la casi totalidad de los Me.262 resultaría (como en el ejemplar ilustrado) de los siguientes colores: fuselaje: base gris pálido (RLM.02) con tercio dorsal en zonas de dos tonos de verde (Schwarzgrün 70 y Hellgrün 71), el primero de los cuales utilizado para manchar el restante gris en el timón y el fuselaje; zonas "Splinter" con los mismos verdes estaban extendidas sobre las superficies alares superiores (aquí segmentadas en el borde de ataque); el conjunto inferior aparecía de color azul muy pálido (Hellblau 65)



Los emblemas pintados en este Me.262 A-1b de la 7a. Staffel (con base en Brandeburgo —Briest— en abril de 1945) indican que pertenecía al III Gruppe (barra blanca) del 7 Jagdgeschwader (bandas azul/rojo), que estaba destinado a la defensa territorial. El número 3 es el individual; el "Werknummer" se supone que era el 500071



El emblema del 7 Jagdgeschwader que, sin embargo, no estaba presente en este avión

0 1 2 3 m

pino dell'orco



decolaje, mientras que el siguiente V6, con tren de aterrizaje triciclo anterior totalmente retráctil y dos turborreactores Junkers 109-004 B-1 de serie de 900 kg de arranque, sería esencialmente idéntico a los futuros aparatos de serie. Los prototipos V7, V8, V9 y V10 serían empleados para experimentar, respectivamente, la cabina presurizada (luego no adoptada), el armamento compuesto por cuatro cañones de 30 mm, diversos equipos de radio y la instalación de los pilones portabombas debajo de la trompa del fuselaje.





En orden descendente: Trasportado a los Estados Unidos, donde fue examinado por pilotos de la aviación americana, un Me.262A-2a capturado en Rheinmain en 1945 fue privado de los portabombas y los cañones, cuyas aberturas en la trompa fueron carenadas para las pruebas de alta velocidad. Otro Me.262 capturado (un ejemplar de la versión 1a), en el cual fueron puestos los distintivos de la USAAF. Tomado mientras carretea en el campo experimental de Farnborough (Inglaterra), uno de los ejemplares capturados por la RAF; el de la fotografía es un cazabombardero, como se observa por los portabombas debajo del fuselaje (Aeroplane). Este Messerschmitt 262 se conserva en la actualidad en el Air Museum de Ontario (California). Muchos museos mundiales tienen en línea ejemplares del Me.262, incluidos los de Praga y Canberra (William Green)

variar longitudinalmente la posición de los reactores (cuyo peso, al comienzo del proyecto, no se conocía sino aproximadamente) de modo que se asegurara un equilibrio perfecto y, finalmente, los motores fueron instalados en góndolas subalares para simplificar la estructura del ala. El proyecto preliminar, concluido un par de meses antes del comienzo de la Segunda Guerra Mundial, llevó a la preparación de un prototipo de madera, que fue aprobado en marzo de 1940, y al siguiente pedido para tres prototipos, denominados Me.262, con tren de aterrizaje triciclo tradicional con rueda de cola. Sin embargo, la puesta a punto de los turborreactores se reveló mucho más difícil de lo previsto y, para poder comenzar a controlar exactamente las características aerodinámicas del avión, el prototipo Me.262 V1 recibió un motor alternativo Junkers Jumo 210 G que, instalado en la trompa del avión, le permitió al piloto de prueba Fritz Wendel, hacerlo volar el 18 de abril de 1941. Siete meses más tarde, el 25 de noviembre de 1941, el primer intento de decolaje con dos reactores BMW 109-003 de 450 kg de arranque (pero siempre con el motor de pistones en la trompa) fracasó, dado que en el régimen de decolaje las turbinas comenzaron a perder las paletas. La propulsión suministrada por los dos turborreactores sería, de todos modos, insuficiente para un avión del tamaño y el peso del Me.262, y el birreactor alemán volaría por primera vez sin el auxilio del motor de hélice sólo el 18 de julio de 1942, piloteado por Wendel, gracias a los 1680 kg de empuje total de los dos Junkers 109-004 A-0 instalados en el Me.262 V3.

El siguiente 2 de octubre volaba también el Me.262 V2, con dos reactores Junkers, y a los quince Me.262 ya ordenados por el RLM se agregarían otros 45. El 2 de marzo de 1943, con dos Junkers 109-004 B-0 de 860 kg de arranque, volaba también el primer prototipo V1, solamente a reacción, alcanzado un mes más tarde por el V4, en el cual Galland volaría el 22 de abril, llevando una impresión positiva de las posibilidades del nuevo avión. El 26 de junio volaba el Me.262 V5, primer ejemplar con tren de aterrizaje triciclo anterior (con el parante delantero fijo) y con dos cohetes auxiliares para el

Su técnica

El Me.262 A-1a era un avión de reacción de ala baja, con los dos reactores instalados en góndolas cuyo dorso se unía con el del ala, empenajes cruciformes y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil.

El ala, con un diedro frontal de seis grados y una flecha en el borde de ataque de 18° 32', estaba constituida por dos semialas, basada cada una en un resistente larguero en doble T con platabandas de acero y armazón de aleación liviana, un larguerillo posterior, veintiuna costillas y diversos largerillos de refuerzo. Las dos semialas, unidas entre sí por láminas remachadas, estaban unidas al fuselaje mediante cuatro pernos y dos perfilados en L. Todo el borde de ataque alar estaba ocupado por una aleta automática de lámina de acero, dividido en tres elementos por semiala, y el borde de salida por los hipersustentadores de deslizamiento, dividido en cuatro elementos (con una angulación máxima de 60 grados) y por los alerones Frise (provistos de aletas compensadoras), ambos totalmente metálicos.

El elegante fuselaje tenía una sección más o menos triangular, y estaba constituido por cuatro elementos principales: la sección central, a la cual estaban unidas las semialas, donde estaban instalados el puesto de pilotaje (con techo trasparente unido mediante bisagras en el costado derecho) y los depósitos de combustible; la sección posterior; el cono terminal, adherido a la deriva; y la trompa, en la cual estaba instalado el armamento y unido, el parante anterior del tren de aterrizaje. Mientras que la trompa estaba construida preferentemente en lámina de acero, para soportar las cargas producidas por el pesado armamento (cuatro cañones Rheinmetall-Borsig MK 108 de 30 mm, los dos inferiores con 85 u 80 proyectiles cada uno, los dos superiores con 100 proyectiles), las otras tres secciones del fuselaje eran de aleación liviana. La sección posterior estaba realizada de acuerdo con la tradicional técnica Messerschmitt, con las cuadernas de refuerzo obtenidas por la superposición de las partes terminales de las secciones cónicas de lámina que, parcialmente aplicadas una a otra, constituían el revestimiento del fuselaje.

Los empenajes, de reducido alargamiento y marcadamente convergentes, estaban constituidos por un estabilizador con ajuste variable eléctricamente (dividido en dos mitades simétricas), por la deriva, los dos semielevadores y el timón, todos totalmente metálicos, con excepción del borde de ataque de la deriva, de madera. Las superficies móviles, todas



equilibradas, estaban provistas de aletas correctoras.

Los parantes del tren de aterrizaje, provistos de amortiguadores oleoneumáticos, tenían ruedas de 84 cm (las posteriores) y 66 cm de diámetro (la anterior). El tren de aterrizaje, cuyo parante anterior se introducía hacia atrás en la trompa, y los posteriores de plano en el ala, girando hacia el eje del avión y con las ruedas que se ocultaban en el vientre del fuselaje era, probablemente, la parte menos satisfactoria del avión y, en particular, los aplastamientos del parante anterior y las explosiones de su neumático, fueron una de las más frecuentes causas de accidentes.

Los motores del Me.262 A-1a eran los turborreactores Junkers Jumo 109-004 de la serie B-1, B-2 ó B-3, con compresor axial de ocho etapas, turbina de una etapa y seis cámaras de combustión. Las características salientes de este reactor, extremadamente avanzado para la época, eran las paletas de la turbina, huecas y refrigeradas con aire tomado de la salida del compresor (en la versión B-4) y la tobera de escape con sección regulable mediante traslación de la ojiva central. Puestos en marcha por los motores bifásicos Riedel instalados en las ojivas anteriores, y alimentados por los 2570 litros de combustible contenidos en los cuatro depósitos del fuselaje, dispuestos uno adelante, uno abajo y dos detrás del puesto de pilotaje (además de los eventuales depósitos suplementarios para un total de 600 litros), los Jumo 004 "Orkan" suministraban 900 kg de empuje estático cada uno, a cota cero y a 8700 revoluciones por minuto. Además, estaba prevista la instalación debajo del fuselaje, de dos cohetes Walter 109-502 de 500 kg de empuje cada uno para facilitar el decolaje.

El avión estaba provisto de equipo hidráulico para el accionamiento del tren de aterrizaje, de los hipersustentadores y de los frenos (en las tres ruedas), de equipo neumático para el rearme de los cañones, de equipo para la inhalación de oxígeno, de mira de reflexión Revi 16B, de cineametralladora instalada en la ojiva anterior del fuselaje, y de equipo eléctrico que alimentaba además, el receptor-trasmisor FuG 16 Z o ZY, el *trasponder* FuG 25a y el radiogoniómetro. Curiosamente no tenía ningún tipo de freno aerodinámico. El piloto estaba protegido por el vidrio blindado del parabrisas, de 90 mm de espesor, y por blindajes anteriores y posteriores de acero de 15 milímetros.

Su evolución

Fabricado en total en 1443 ejemplares, cuya célula requería alrededor de 10000 horas de trabajo, el Me.262 fue realizado en muchas versiones, destinadas a misiones de caza diurna (A-1a, A-1a/U1, A-1b), caza todo-tiempo (A-1a/U2), caza nocturno biplaza (B-1a/U1 y B-2a), avión de adiestramiento biplaza (B-1a), de reconocimiento fotográfico (A-1a/U3), bombardero (A-2a/U2), caza de reconocimiento (A-5a), caza de ataque (A-3a) y cazabombardero (A-2a y A-2a/U2). Las versiones C-1a y C-2b de caza, que quedaron en la fase de prototipo, llevaron un cohete auxiliar en el fuselaje, con tobera en la cola, mientras que del destructor de bombarderos Me.262 D (es decir, del A-1a modificado para recibir un cañón BK-5 de 50 mm en la trompa) se prepararon cuatro ejemplares.

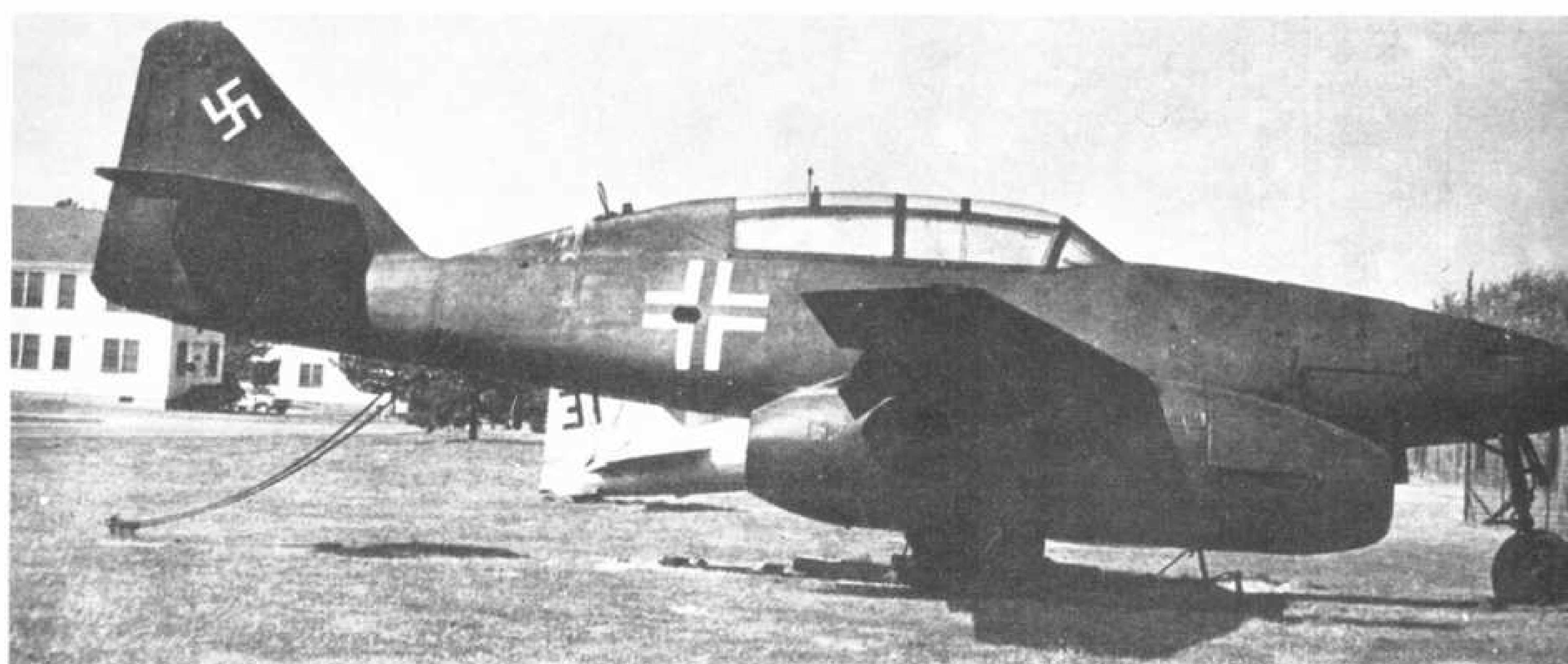
Prescindiendo del Me.262 A-1b, que además de los cuatro cañones de 30 mm llevó 24 cohetes aire-aire R4M en soportes subalares, los birreactores alemanes más pesadamente armados fueron el A-1a/U1, que llevó cuatro cañones de 30 mm con 276 proyectiles y dos cañones de 20 mm con 292 proyectiles, y el B-2a que llevó dos cañones de 30 mm instalados en el fuselaje, en la ubicación "Schräge Musik", además de los cuatro ubicados en la trompa. Los Me.262 de caza nocturna fueron provistos de intercomunicador, radiogoniómetro automático, aparatos para la aproximación a ciegas, y equipos de radiolocalización FuG 218 Al y FuG 350 Zc para descubrir a los aviones enemigos e individualizar las emisiones de sus aparatos radioeléctricos de puntería H_2S.

Las versiones de bombardeo, denominadas Sturmvogel, fueron provistas de pilares portabombas dispuestos debajo de la trompa del fuselaje, aproximadamente en correspondencia con la raíz del borde de ataque alar, a los cuales podían ser aplicados una bomba de 500 kg o dos de 250 kg. Para superar las dificultades de una correcta puntería, la trompa del Me.262 A-2a/U2 fue realizada en madera y con cúpula anterior trasparente, para alojar allí en posición inclinada un bombardero provisto de la mira de altura Lofte 7D.

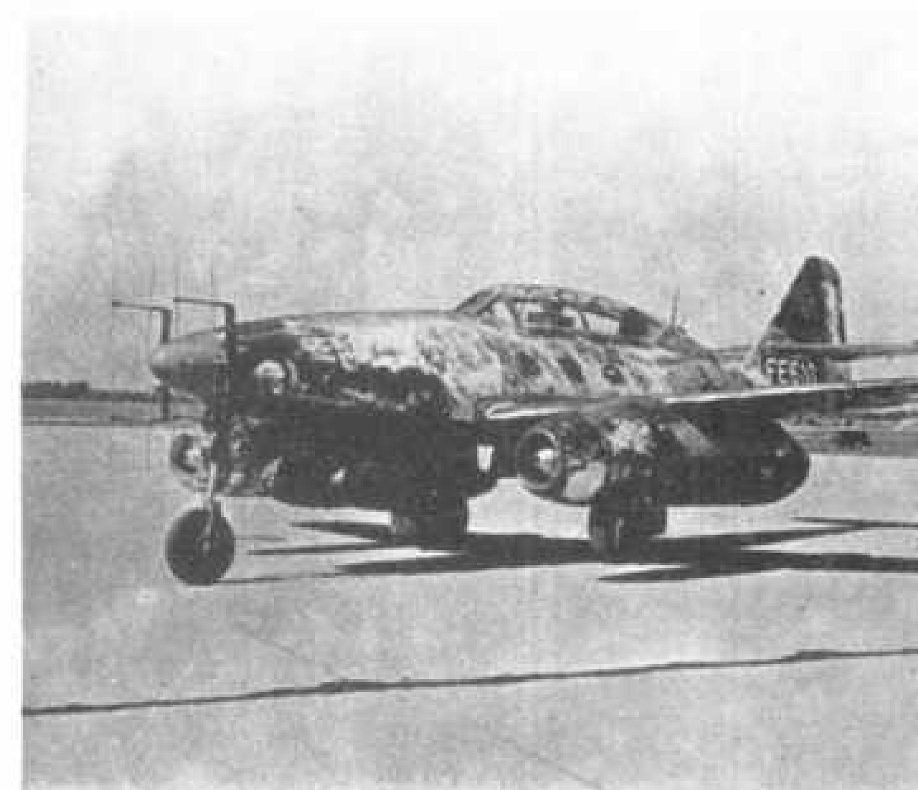
La versión A-3a tuvo un blindaje especialmente desarrollado, y los aviones de reconocimiento fotográfico A-1a/U3 (desarmado) y A-5a (con dos cañones de 30 mm) fueron provistos de dos cámaras fotográficas Rb 50/30, instaladas en el fuselaje delante del depósito anterior, y que obligaron a aplicar en los laterales de la trompa las protuberancias de dos carenados.

El más veloz de todos los Me.262 fue el experimental V12 que, cuidadosamente preparado, llegó a desarrollar el 6 de julio de 1944 (probablemente con la ayuda de las inexactas indicaciones del anemómetro) la espectacular velocidad de 1004 km/h. Por último, en la fase de proyecto quedaron las versiones provistas de estatorreactores auxiliares Sänger, como también aquélla prevista para los nuevos reactores Heinkel-Hirt 109-011 y con ala en flecha de 35 grados, mientras que el prototipo C-3a, con un cohete auxiliar en instalación externa debajo del fuselaje, no fue finalizado. Entre las armas de las

Abajo: el Me.262 en la versión operativa biplaza B-1a; el ejemplar de la fotografía está provisto de radar Lichtenstein y de depósitos auxiliares. Con la sigla Fe 610, este avión fue examinado por los entes experimentales americanos (Archivo Bignozzi).

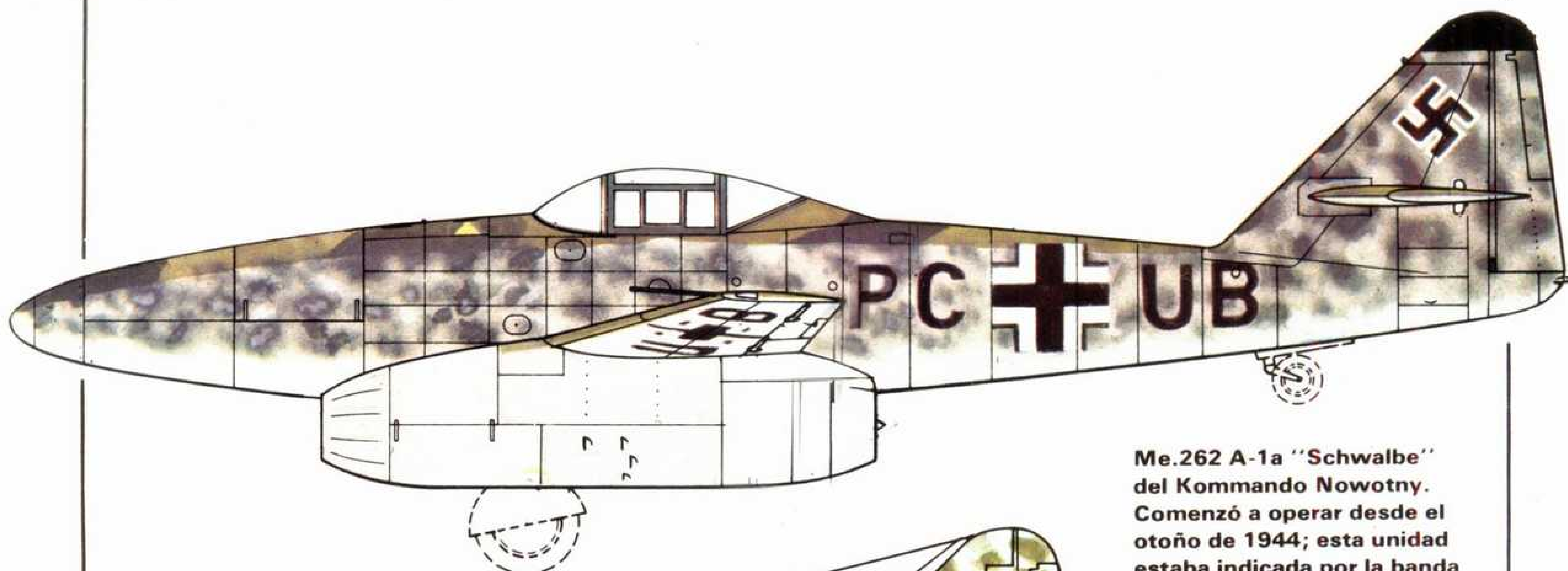


Más abajo: el mismo ejemplar biplaza, tal como se conserva en la actualidad en el Museo de la Naval Air Station de Willow Grove (USA). Los distintivos de nacionalidad han sido pintados nuevamente de manera aproximada y el avión ha sido privado del radar (Archivo Coggi).

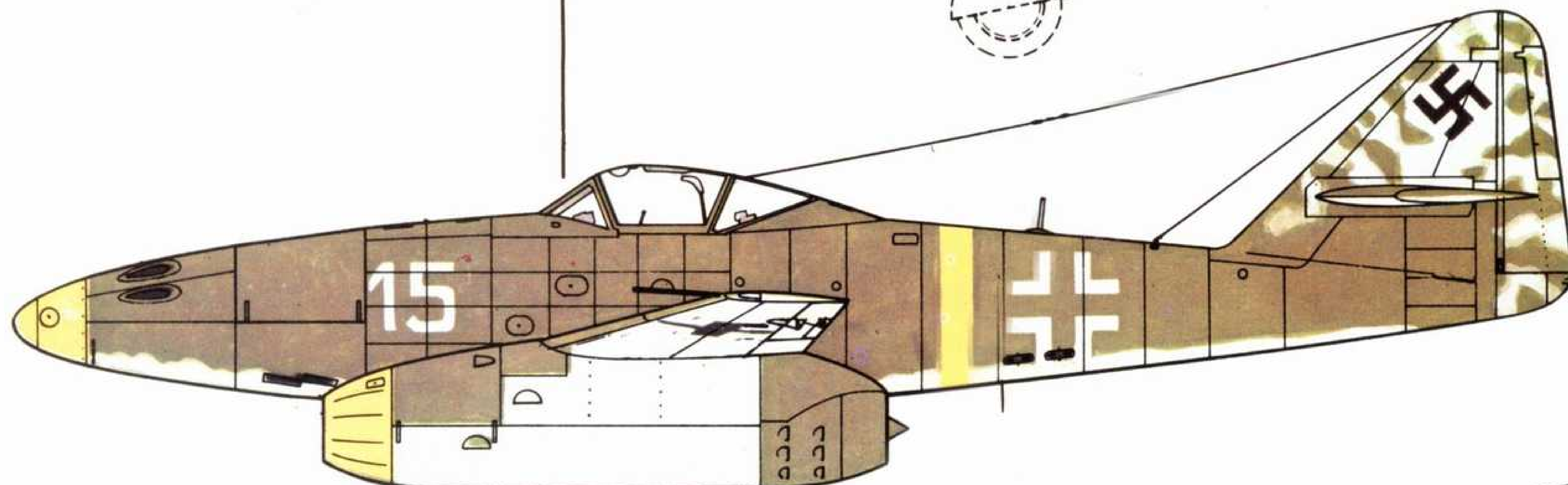




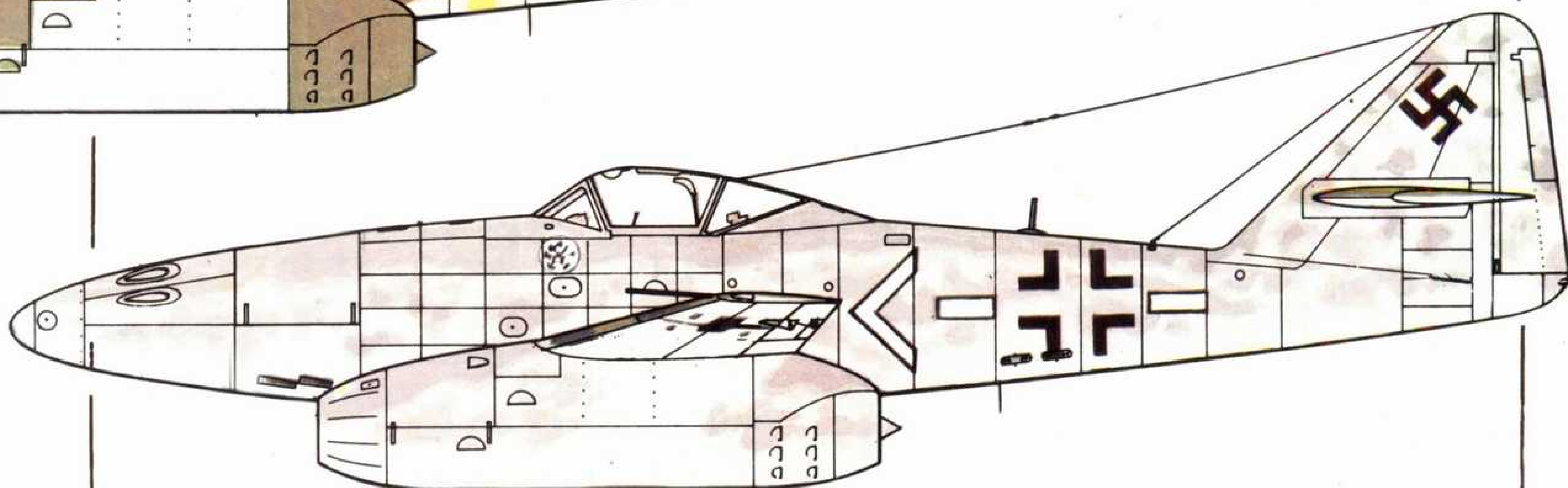
1: El primer prototipo, Me.262 V1, antes de la instalación de los turborreactores: en efecto, comenzó sus vuelos, en abril de 1941, solamente con el motor de pistones Jumo 210G. En marzo de 1942 comenzó a volar utilizando también los motores de reacción, BMW.003. El código era PC+UA



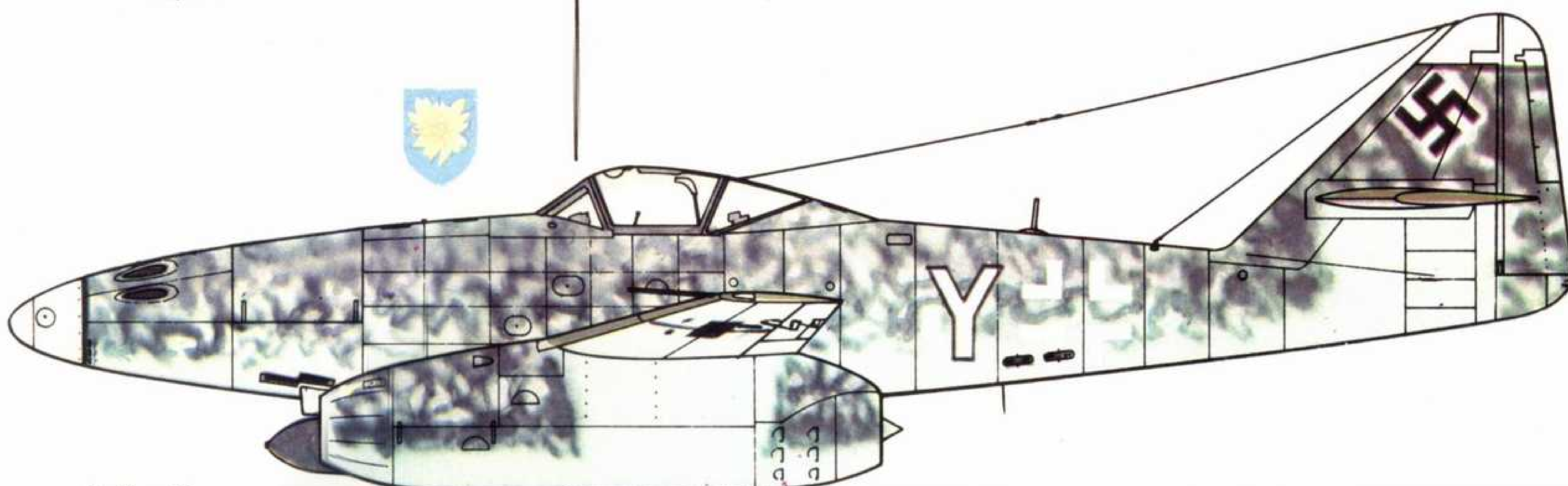
El Me.262 V2, que voló el 1° de octubre de 1942. Tenía tren de aterrizaje triciclo posterior y la capota del tipo inicial, con parabrisas curvo



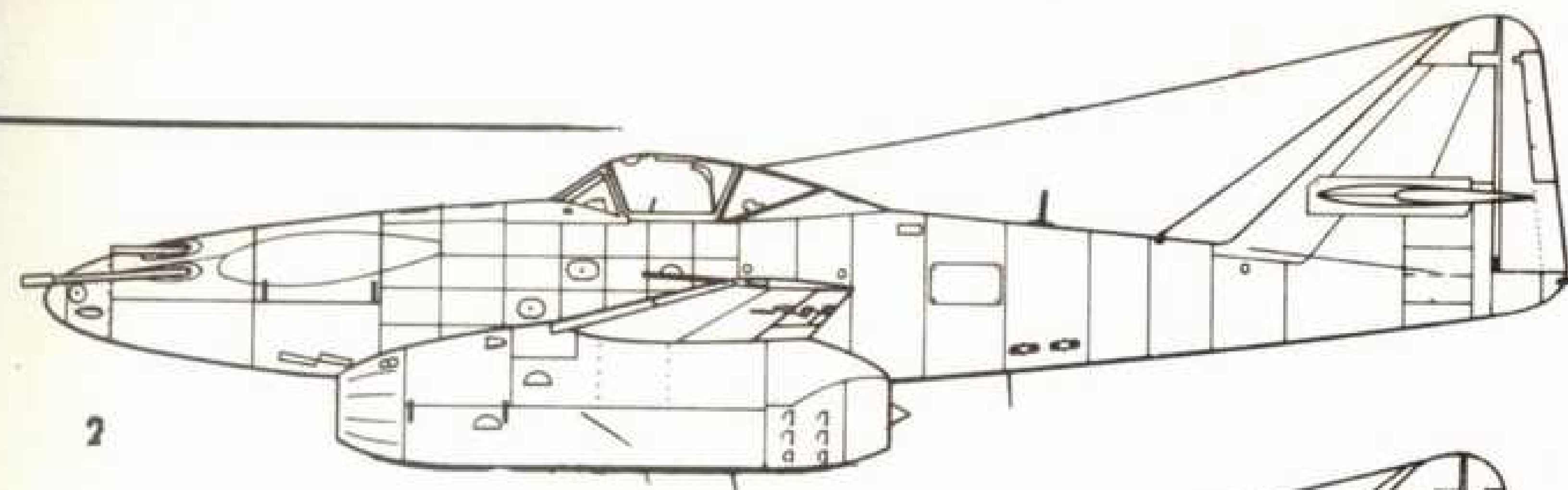
Me.262 A-1a "Schwalbe" del Kommando Nowotny. Comenzó a operar desde el otoño de 1944; esta unidad estaba indicada por la banda amarilla en el fuselaje: dado que este distintivo también estaba puesto en los Me.262 del KG(J)54, se agregó el color amarillo también en la trompa y en la proa de las góndolas. Más tarde, la unidad se convirtió en el JG 7 y la banda en el fuselaje se volvió bicolor, rojo y azul



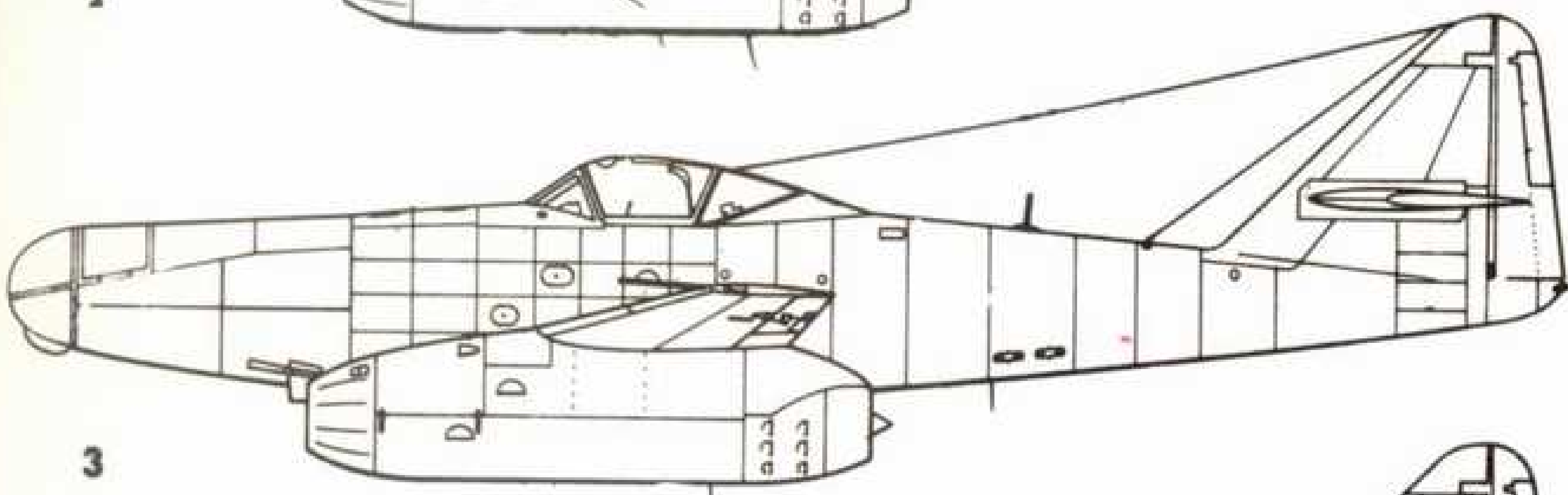
El Me.262 A-1a de Adolf Galland, con las insignias en código del grado del piloto en la unidad (el Jagdverband 44, que operó a comienzos de 1945) y la personalísima insignia del as, el "Mickey Mouse" pintado en todos sus aviones desde la guerra de España



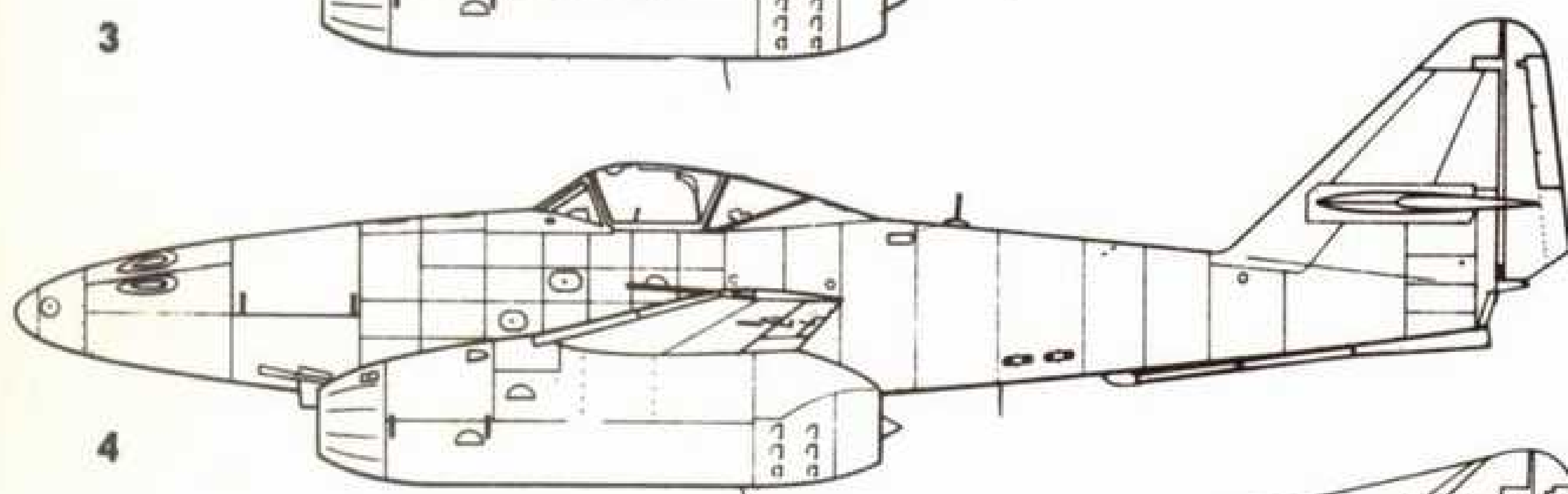
Me.262 A-2a "Sturmvogel" de la 1a. Staffel (con base en Achmer en 1945) del KG.51 "Edelweiss" comandado por el Mayor Kurt Unrau e incorporado a la Luftflotte 3; la primera unidad de bombardeo montada en el Me.262, que entró en actividad a partir de octubre de 1944, habia sido un destacamento del KG.51 denominado Kommando Schenk por el nombre del comandante, Mayor Wolfgang Schenk



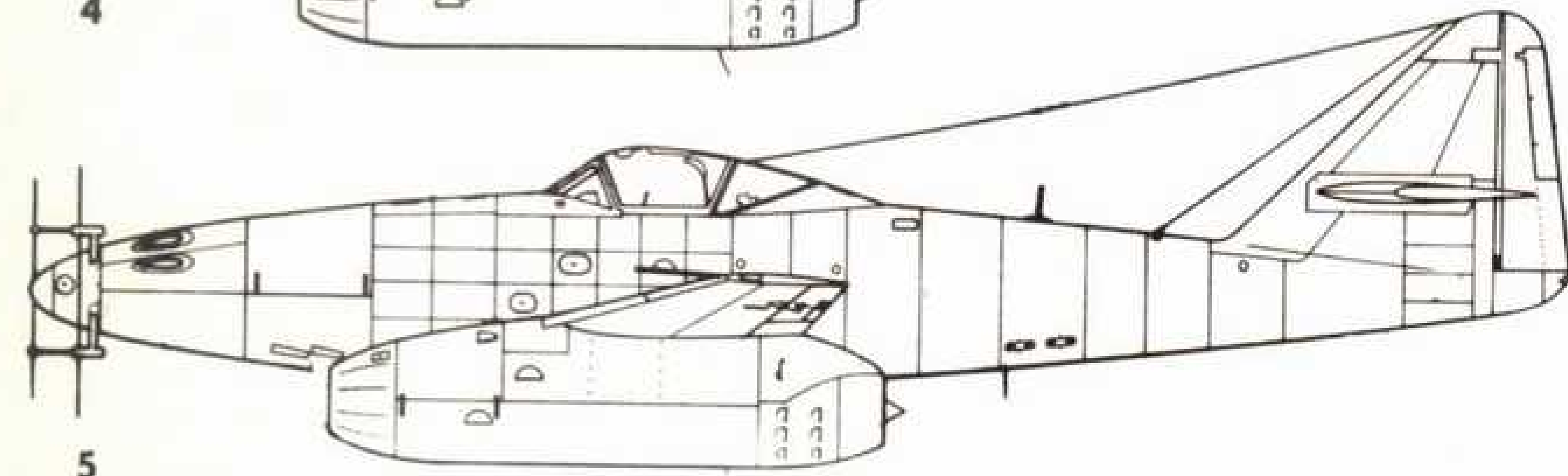
2



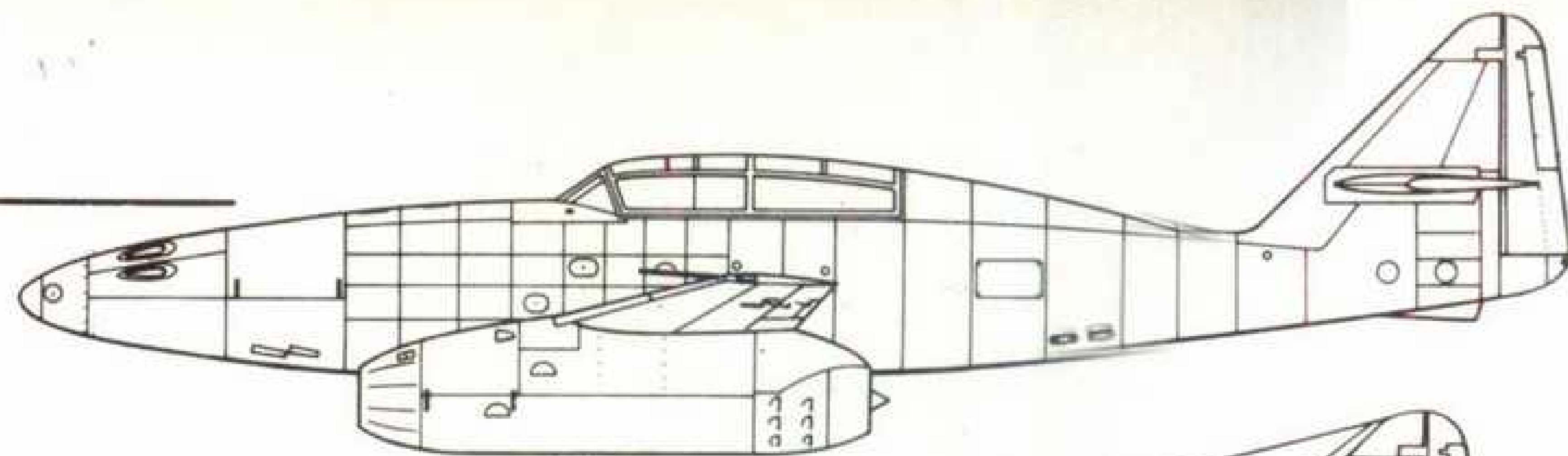
3

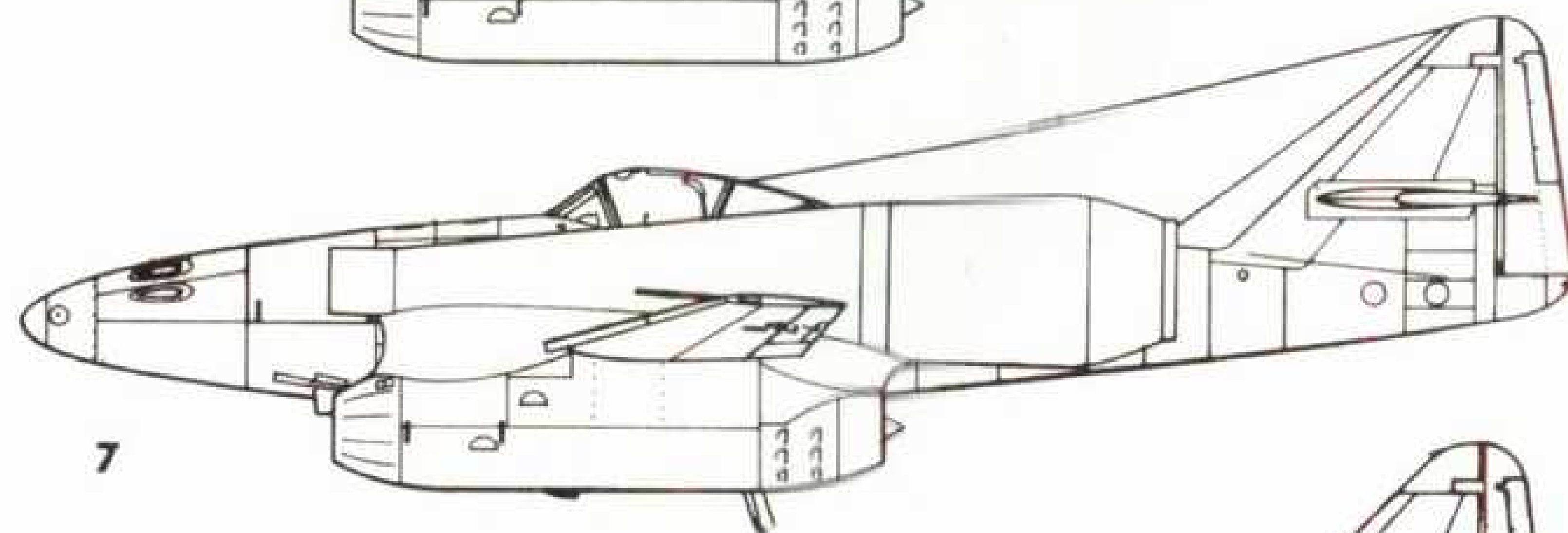


4

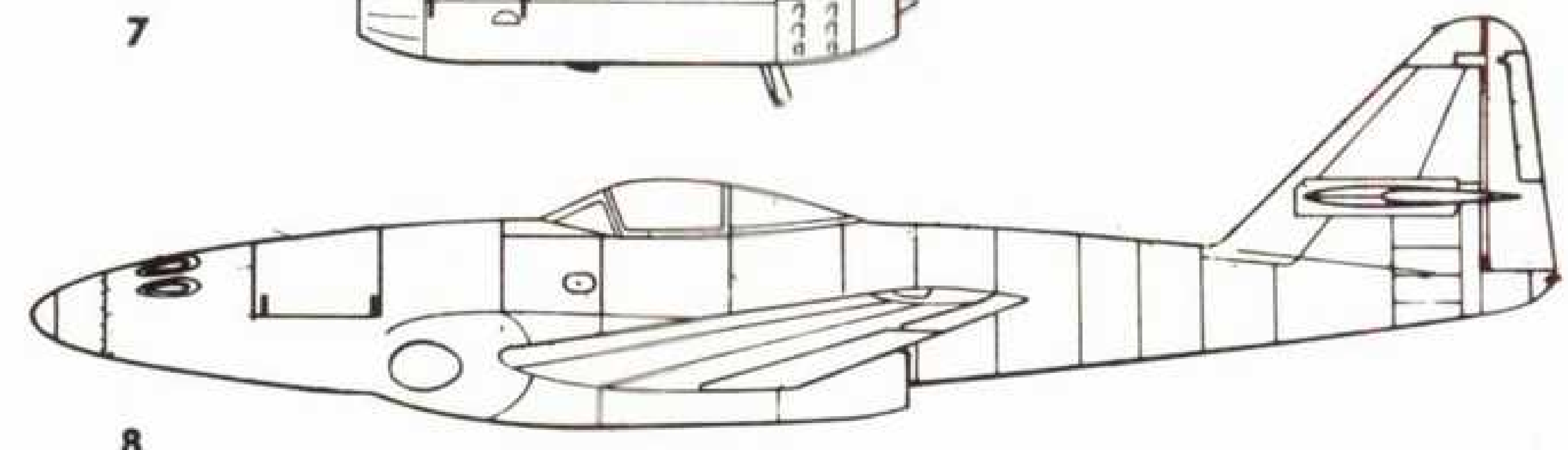


5





7



8

Experimentales y proyectos. En orden descendente:
2: Me.262 A-1a/U1, armado con seis cañones (2MK.108 de 30 mm, 2MK.103 también de 30 mm y 2 MG.151 de 20 mm). De éste se realizaron tres ejemplares

3: Me.262 A-2a/U2, bombardero biplaza: el bombardero estaba en la proa de madera, con trompa trasparente

4: Me.262 C-1a ''Heimatschutzer'' (defensor de la patria) debía tener un motor-cohete agregado en la popa. Un avión de serie (WN 130186) fue modificado con esta finalidad con un Walther R-II-211/3

5: Me.262 V-056 prototipo para el monoplaza de caza nocturno B-1a/U1; Werknummer 130056, llevaba radar SN.2

6: Me.262 B-2a, caza nocturno con el fuselaje alargado para la capacidad de combustible. El ejemplar realizado llevaba en la popa la unión para el remolque de una bomba SC.500 con alas, o del depósito, también alado, ''Deichselschlepp''

7: Una de las muchas propuestas de desarrollo del proyecto básico preveía el agregado de dos ram-jet a los turborreactores comunes

8: Otra propuesta (HG.III) se refería a la concentración de los motores colocándolos uno al lado del otro en el vientre del fuselaje, mientras que el ala asumía una flecha aumentada y un perfil más fino

0 1 2 3 m

pino dell'orco claudio tatangelo

El primero (Werknummer 130083) de los tres Me.262 A-1a experimentalmente modificado con un cañón BK.5 de 50 mm. Fue el único de los tres que efectuó pruebas de tiro en vuelo

Me.262 B-1a/U1, biplaza de caza nocturno provisto de aparatos de radar ''Neptune'' V y ''Naxos''. El avión ilustrado, Werknummer 111980, pertenece a la 10a. Staffel del NJG 11. Hasta abril de 1945, esta escuadrilla había operado como Kommando Welter en la defensa de Berlín de acuerdo con la táctica ''Wilde Sau''. Obsérvese la coloración, probablemente similar a la ''asimétrica'' aplicada algunas veces a los Me.110 nocturnos, y los depósitos auxiliares aplicados a las uniones ''Wikingschiffe''

S-92, sigla asignada por la aviación checoslovaca al birreactor alemán en versión monoplaza (la biplaza llevó la sigla CS-92). Este ejemplar, montado en Checoslovaquia, fue utilizado para estudios sobre el vuelo de alta velocidad y, actualmente, se conserva en el Museo de Praga









En orden descendente: Abandonados al aire libre en el bosque en el cual se levantaba la fábrica de aviones próxima al aeropuerto de Obertraubling, muchos Me.262 recién terminados fueron capturados, en efecto, por las fuerzas aliadas (USAF). Uno de los Me.262A-1a equipados experimentalmente con un cañón MK114 de 50 mm: el caño sobresalía de la trompa más de dos metros y requería un lastre en la parte posterior del fuselaje, con la consiguiente reducción de la velocidad. Algunos Me.262X-1a fueron fabricados en la inmediata posguerra por Checoslovaquia y utilizados por las fuerzas aéreas de este país (Eddie Creek). Arriba, derecha: este Me.262A-1b, número de fabricación 500071, perteneciente a la III Staffel del Jagdgeschwader 7, aterrizó el 25 de abril de 1945 en el aeropuerto suizo de Dübendorf y fue internado; restituido en 1957, actualmente se expone en el Deutsches Museum de Munich (Archivo Apostolo)

que se estudió su empleo deben recordarse los misiles aire-aire R-100 BS y Kramer X-4, este último filo-guiado y con una cabeza explosiva de 20 kilogramos.

Su empleo

El Me.262 hizo su aparición el 25 de julio de 1944, cuando un Mosquito de reconocimiento fotográfico, volando aproximadamente a 9000 m en la zona de Munich, fue interceptado por un birreactor, probablemente perteneciente al Erprobungskommando 262 que estaba evaluando al avión en el plano operativo, y escapó milagrosamente al temible enemigo gracias a violentas maniobras evasivas y a una providencial capa de nubes. En los meses sucesivos, el Me.262 apareció cada vez más frecuentemente en los cielos de Alemania y, a principios de octubre comenzó a ser empleado por el Kommando Nowotny, con base en la zona de Osnabruck y llamado así por el nombre de su comandante, el mayor Walter Nowotny, famoso as que ya había comandado el EK 262 (del cual la nueva formación había heredado los aviones), y que cayó en combate el 8 de noviembre, piloteando el 262, después de su 258a. victoria aérea.

En setiembre de 1944 comenzó también la formación de la primera unidad de bombardeo basada en los Me.262, que en un principio estuvo constituida por una sección del Kampfgeschwader 51 "Edelweiss", que se conoció como "Kommando Schenk" por el nombre de su propio comandante. El KG 51 comenzó en octubre de 1944 sus actividades contra las fuerzas aliadas, sin obtener resultados muy estimuladores, como también habían sido los del Kommando Nowotny (sobre todo debido al error, cometido por varios pilotos, de reducir la velocidad para colimar mejor los aviones enemigos, exponiéndose de ese modo a la asechanza de los caza angloamericanos). A la formación que había sido comandada por Nowotny, asignada al Jagdgeschwader y rebautizada JG 7 "Nowotny", se agregaron luego los Geschwader de bombardeo KG 6 y KG 27, y el primer grupo del KG 54, que comenzaron a pasar al birreactor Messerschmitt, preparándose para emplearlo como caza. El Kommando Stamp, bautizado luego Kommando Welter, constituyó en cambio, la única unidad de caza nocturna basada en los Me.262 y fue empleado para la defensa de Berlín, mientras que el Sonder Kommando Brauegg, formado en los primeros meses de 1945, resultó el único de reconocimiento.

La última unidad de la Luftwaffe basada en los Me.262 fue la Jagdverband 44, formada en enero de 1945 por el general Galland, compuesta por unos cincuenta pilotos muy experimentados, con un par de docenas de aviones. Esta selecta unidad, a pesar de estar en condiciones de enorme inferioridad numérica, se batió hasta el final con excepcional valor, contando entre las últimas misiones el ataque en el cielo de Neuburgo, sobre el Danubio, a una formación de Marauder de la USAAF, efectuado el 26 de abril de 1945 por una pequeña patrulla de Me.262 conducidos por Galland. Galland, herido en la acción, fue reemplazado por el mayor Heinz Bär, quien en el trascurso de pocas semanas había obtenido 16 victorias con el Me.262, y bajo cuyo comando la JV 44 se trasladó al aeropuerto de Salzburgo, donde el 3 de mayo se entregó a las fuerzas americanas, después de haber destruido sus propios aviones.

Aun causando gravísimas preocupaciones al comando aliado, que veía peligrosamente amenazada por el birreactor alemán una supremacía aérea conquistada al precio de pérdidas sangrientas, el Me.262 no fue, en el plano operativo, ese éxito que la Luftwaffe había esperado, a pesar de sus excepcionales performances, el pesado armamento y las óptimas características de pilotaje, netamente superiores a las del Bf.109G. Tanto el avión como, sobre todo, los motores, aún no estaban perfectamente a punto, y la importancia numérica de las unidades resultó siempre bastante escasa, mientras que los aeropuertos desde los cuales operaba el birreactor alemán estaban bajo la constante amenaza de los aviones aliados que destruyeron, en efecto, varios ejemplares del caza de reacción alemán estando detenido en tierra o en la delicada fase de aterrizaje.

En los años de la posguerra, algunos ejemplares del Me.262 fueron fabricados en Checoslovaquia (donde el avión había sido fabricado en los años del conflicto), y varios ejemplares capturados fueron empleados por las potencias vencedoras para experimentos e investigaciones que tuvieron gran importancia en la génesis de la siguiente generación de aviones de reacción militares. Muchos de éstos, más o menos directamente, derivaron en efecto del birreactor alemán, que sin ninguna duda merece plenamente la calificación de "gran" avión.

BOEING B-29
"Superfortress"



El primero de los tres XB-29 (izquierda), matrícula 41-002, decolando el 21 de setiembre de 1942 para su primer vuelo; montaba hélices tripala y carecía de armamento; tenía la coloración mimética, a la cual se renunció después de las primeras entregas para los aviones de serie. Abajo, en orden descendente: el tercer prototipo XB-29 (41-18335) comenzó sus vuelos en junio de 1943. Un B-29 recién fabricado, sobre el puente que unía la Boeing al aeropuerto de Seattle. Un B-29A de las últimas series, con torreta dorsal anterior y 4 ametralladoras; el cañón está en el puesto de cola



CARACTERÍSTICAS		XB-29	B-29	B-29A	XB-39	XB-44	B-50A	B-50D
Envergadura	m	43,053	43,053	43,053	43,053	43,053	43,053	43,053
Largo	m	29,921	30,175	30,175	29,921	30,175	30,175	30,175
Altura	m	8,458	8,458	8,458	8,458	9,017	9,757	9,757
Superficie alar	m²	161,156	161,284	161,284	161,156	160,541	159,794	159,794
Peso vacío	kg	29 991	31 814	32 368	34 036	34 035	36 764	36 563
Peso total	kg	47 627	49 895	62 825	47 627	47 627	–	–
Peso con sobrecarga	kg	54 430	56 246	63 999	61 235	63 502	76 422	78 471
Velocidad máx.	km/h	592	576	576	652	631	620 (2)	611 (3)
a la altura de	m	7 620	7 620	7 620	7 620	7 742	7 620 (2)	7 620 (3)
Velocidad de crucero	km/h	397	370	370	454	454	378 (2)	446 (3)
Velocidad de trepada inicial	m/seg	–	4,57	–	6,60	–	11,30	11
Trepada a la altura de	m	7 620	6 096	6 096	9 144	–	–	–
en el tiempo de		27'	38'	38'	29'18"	–	–	–
Techo práctico	m	9 784	9 708	9 708	10 668	–	11 278 (2)	11 186 (3)
Alcance	km	6 598	5 230	6 598	4 571	3 862	7 483	7 886
con carga de bombas	kg	7 257	9 072	7 257	1 814	–	4 536	4 536
Alcance máximo	km	9 415	9 012	9 656	10 123	–	8 481	12 472
Motor tipo		Wright R-3350-13	Wright R-3350-23	Wright R-3350-23	Allison V-3420-11	P.&W. R-4360-33	R-4360-35	P.&W. R-4360
Potencia en el decolaje	CV	–	4 x 2 230	4 x 2 230	4 x 3 042	4 x 3 042	4 x 3 549	4 x 3 549
Potencia máx.	CV	4 x 2 230	4 x 2 464 (1)	4 x 2 464 (1)	4 x 2 636	4 x 2 535	–	–
a la altura de	m	7 620	–	–	7 620	7 620	–	

(1) potencia de emergencia; (2) con un peso de 55 201 kg; (3) con un peso de 55 836 kg

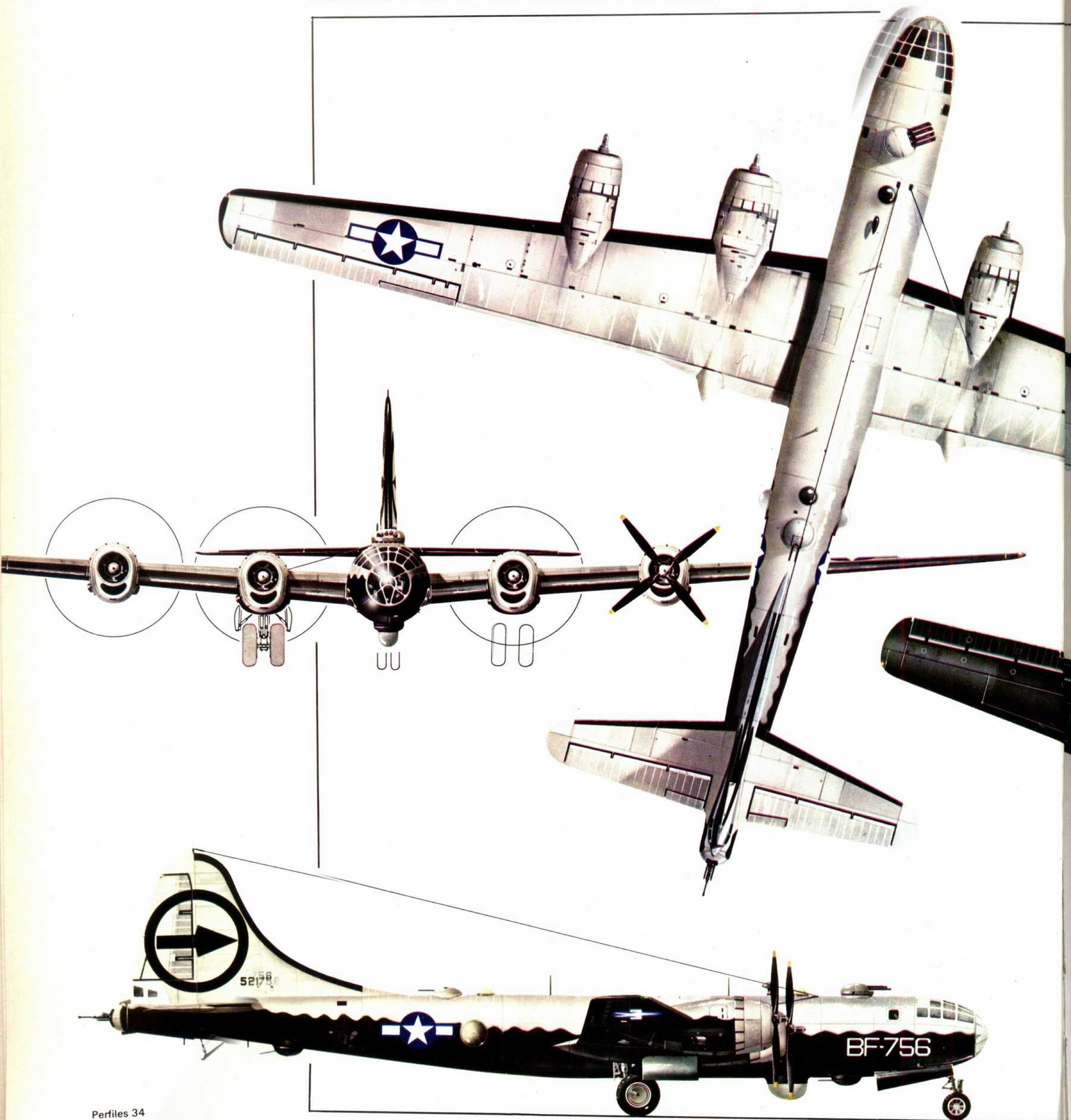
El primer "gigante" fabricado en serie y empleado en operaciones bélicas; el avión que con el desenganche de las primeras bombas atómicas determinó la rápida conclusión de las hostilidades en Oriente y abrió la era del arma nuclear; por último, debido a una extraña sucesión de circunstancias, el aparato que suministró a la URSS la clave para adecuar la propia fuerza aérea al estándar tecnológico de los Estados Unidos y proveerse del medio para equilibrar la capacidad de bombardeo intercontinental de éstos, estableciendo el "equilibrio del terror" sobre el cual se ha fundado la paz mundial desde 1945 hasta la actualidad: éste es el B-29. Semejante importancia en la historia, no podría ser digna de un avión cualquiera. En efecto, la "Superfortaleza Volante" fue todo lo contrario: la suma de toda la capacidad científica e industrial estadounidenses movilizadas para un esfuerzo imponente, el resultado de años de investigaciones avanzadas en todos los sectores de la técnica aeronáutica, de motores, electrónica, equipos, materiales y armamento.

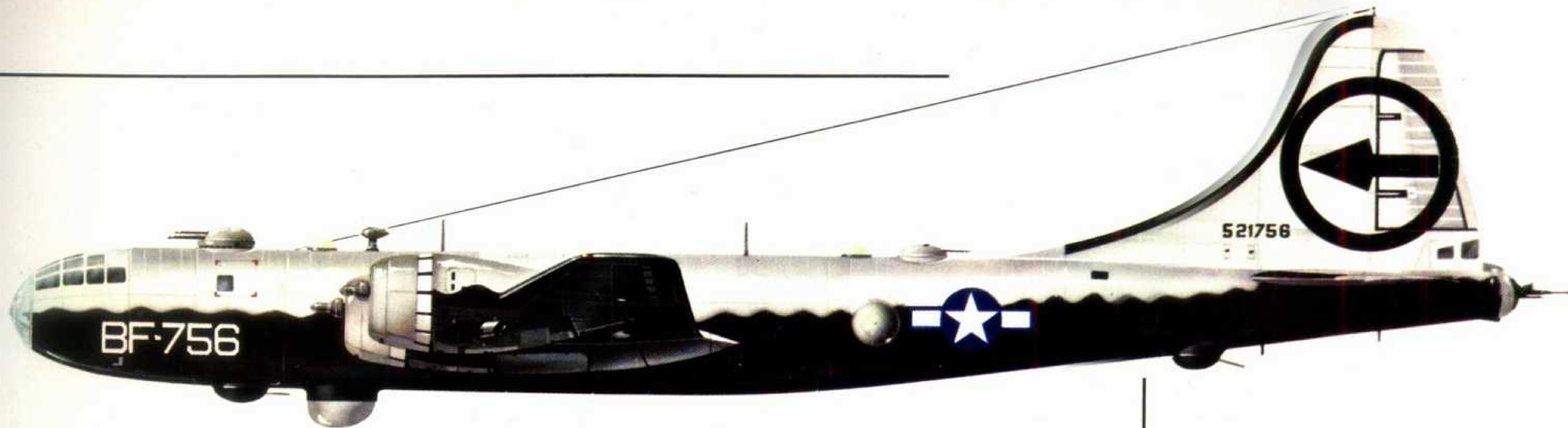
El modelo 334A puede considerarse el primer verdadero progenitor del B-29; fue presentado en julio de 1939 y parecía tan prometedor que la Boeing se hizo cargo de los gastos de realización de un prototipo de tamaño natural, que estuvo listo en diciembre. En esos días, el jefe del Estado Mayor de la USAAC había obtenido la autorización para publicar los requisitos para un sucesor del B-17 y del B-24: el 29 de enero de 1940 las especificaciones fueron comunicadas a Boeing, Douglas, Consolidated y Lockheed. La Boeing, que mientras tanto había seguido desarrollando su proyecto llegando al modelo 341 (más grande y, sobre todo, con nuevos





BOEING B-29-97-BW SUPERFORTRESS





Un B-29-97BW modificado para el bombardeo nocturno, con aparato de radar en un radomo ventral inmediatamente detrás de la primera de las dos torretas inferiores.
La torreta dorsal anterior es del tipo con cuatro armas, adoptada después de la 40a. serie del B-29 y después de la 20a. del B-29A; la coloración es aquélla adoptada para las operaciones nocturnas (negro opaco para las superficies inferiores) hacia la finalización de la Segunda Guerra Mundial y luego conservada en el conflicto coreano. La sigla en la trompa fue adoptada poco después del "V-J Day" (el día de la victoria sobre Japón); las letras BF estaban asignadas a los B-29, y las cifras eran las últimas de la matrícula militar (en este caso 45-21756).
En el estabilizador vertical, el círculo negro del 6º Bomber Group, con una flecha en el centro: ésta sustituyó después de las operaciones de Hiroshima y Nagasaki a la "R" que, en agosto de 1945, había sido puesta para dar una falsa indicación sobre los aviones del "Atomic Squadron" (el 393 del 509 Composite Group), haciéndolos aparecer como pertenecientes a otra unidad

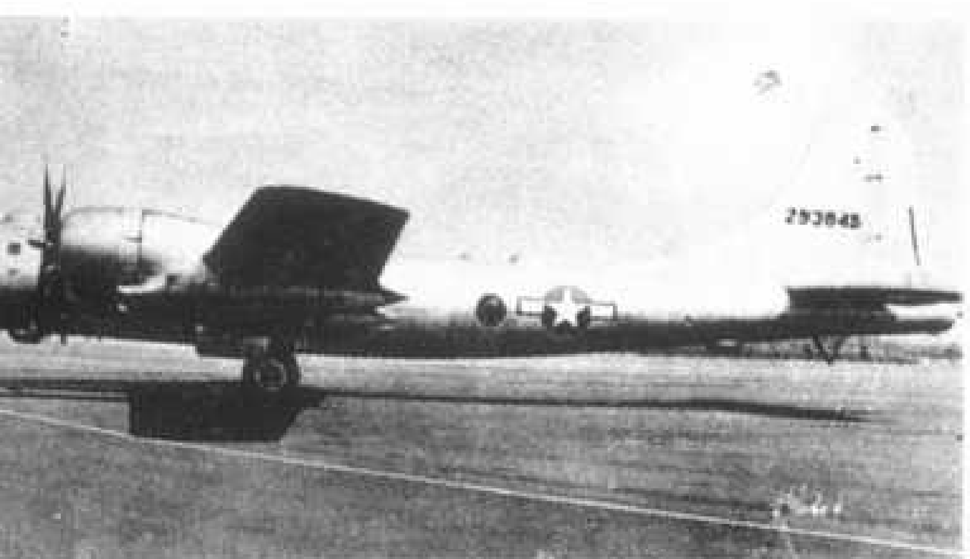
0 1 2 3 4 5 m

roberto terrinoni









En orden descendente: el B-29B-60BA (matrícula 44-86292) bautizado "Pacusan Dream Boat" que, piloteado por el coronel Irvine, estableció muchos records de distancia en el período 1945-1946. Tenía góndolas motrices del tipo mejorado "andy gump" y carecía de armas (Archivo Bignozzi). Un avión de reconocimiento fotográfico F-13. Después de la guerra, esta versión recibió la sigla RB-29 (Archivo Bignozzi). El primer YB-29 fue convertido en el XB-39 sustituyéndole los motores por los Allison V-3420; a pesar del carácter experimental del avión, bautizado "Spirit of Lincoln", conservaba el armamento (Archivo Apostolo). Con motores Pratt & Whitney R-4360, el B-29A-5-BN matrícula 42-93845 se convirtió en el XB-44, prototipo para el B-29D (Archivo Bignozzi). A la derecha: el P2B-1S, matrícula 84-029, uno de los cuatro B-29 cedidos a la marina, sirvió para las pruebas del avión supersónico Douglas 558 II "Skyrocket" (Archivo Bignozzi)

perfiles alares), en la primavera lo reelaboró una vez más, en el modelo 345, caracterizado por la aparición de las torretas telecomandadas para la casi totalidad del armamento defensivo, y por los parantes posteriores del tren de aterrizaje con ruedas dobles, que se retraían en las góndolas de los motores internos en lugar de hacerlo de plano en el ala; éstas fueron prácticamente todas las características sobresalientes del futuro B-29.

Su técnica

El B-29 era un elegante cuatrimotor totalmente metálico de ala media, con tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y empenaje monoderiva.

La parte técnicamente más avanzada de la Superfortaleza desde el punto de vista de la aerodinámica, era indudablemente el ala, realizada en perfiles laminares y caracterizada por un gran alargamiento (11,49), y provista de refinados hipersustentadores de deslizamiento que en la configuración de aterrizaje aumentaban su superficie aproximadamente el 20 por ciento. El ala tenía una característica planta con flecha de 7° en el borde de ataque y con borde de salida normal hacia el eje del avión, ligeramente más retraído en el tramo comprendido entre las dos góndolas motrices internas. La sección central del ala, que atravesaba el fuselaje y a la cual estaban aplicadas las góndolas motrices, se extendía hasta la raíz de los alerones; a ésta estaban unidas las semialas externas a las que se fijaban las puntas de ala. La estructura alar, del tipo monocasco reforzado y que se alejaba claramente, por lo tanto, de aquélla reticulada empleada por la Boeing en el anterior B-17, estaba basada en un cajón de doble larguero, en veintiséis costillas por semiala, y a la cual en la parte anterior y posterior estaban aplicadas las estructuras del borde de ataque (descongelado térmicamente) y las del borde de salida, totalmente ocupado por los hipersustentadores Fowler y por los alerones, estos últimos revestidos en tela, compensados estáticamente y aerodinámicamente, y provistos de aletas correctoras y servoaletas.

El fuselaje, de perfecta aerodinámica y de sección circular, constituido esencialmente por una sección cilíndrica y una sección cónica unidas entre sí, tenía también estructura semimonocasco, con revestimiento en lámina reforzado por cuadernas trasversales y por muchos larguerillos longitudinales. Éste estaba constituido por tres elementos estructurales principales: la sección central, adherida al ala y en la cual estaban ubicados los depósitos de bombas; la sección anterior, que contenía el puesto de pilotaje; y el cono posterior, al cual estaban unidos los empenajes. La tripulación, comúnmente compuesta por diez u once personas, estaba alojada en la gran trompa presurizada y en el compartimiento anterior, también presurizado, del cono posterior del fuselaje. Estos dos compartimientos estaban unidos por un túnel cilíndrico de alrededor de 85 cm de diámetro que atravesaba el compartimiento de bombas, mientras que el puesto defensivo de cola, también presurizado, quedaba aislado en el vuelo de altura.

Los estabilizadores, que en planta tenían la misma forma que los del B-17, estaban constituidos por una deriva de triple larguero, unida al fuselaje por la amplia aleta dorsal, y por un estabilizador de doble larguero, al cual estaban articulados el timón y los dos semielevadores respectivamente. Las superficies fijas estaban provistas de antihielo térmico, y las móviles, revestidas en tela, balanceadas aerodinámicamente y equilibradas, y provistas de aletas correctoras y servoaletas.

Los tres parantes del tren de aterrizaje, todos provistos de amortiguadores oleoneumáticos y con ruedas acopladas, se retraían hacia atrás en las góndolas motrices internas y en el vientre de la trompa del fuselaje. El parante anterior era giratorio y las ruedas de los parantes posteriores estaban provistas de frenos hidráulicos. Un patín retráctil protegía la cola del avión en la eventualidad de decolajes o aterrizajes demasiado "sentados".

Los motores del B-29 eran aquellos en doble estrella de dieciocho cilindros Wright "Cyclone" R-3350-23 de aproximadamente 55 litros de cilindrada, cuyo reductor del tipo de velocidad constante y con dispositivo de puesta en bandera, permitía el empleo de hélices de considerable diámetro (5,055 m) y de elevado rendimiento. Su compresor centrífugo de sobrealimentación accionado mecánicamente, junto con los dos turbocompresores General Electric con gas de descarga instalados en cada una de las góndolas motrices (junto con los respectivos grupos de interrefrigeración), les permitía suministrar una potencia máxima de 2332 caballos a 7620 m de altura; sin embargo, la potencia de los mismos era bastante inadecuada para un avión del peso del B-29 y, en efecto, el cuatrimotor Boeing llegaría a su madurez sólo con la instalación de los más potentes Pratt & Whitney R-4360-35 de 3549 caballos, adoptados en el posterior B-50.

Más aún que en la evolucionadísima aerodinámica, el B-29 aventajó a los aviones que le sucederían sobre todo en los perfectos equipos de a bordo. Al equipo de alimentación, basado en un conjunto de treinta depósitos alares y en el fuselaje, al hidráulico, al eléctrico (que accionaba, además, los hipersustentadores) y al antihielo, se agregaban, en efecto, el de presurización y de acondicionamiento, y muchos y elaborados aparatos electrónicos, como el de telecomando de las cuatro torretas (dos dorsales y dos ventrales) General Electric, que sumaban a las dos 12,7 mm y al 20 mm del puesto de cola, un total de ocho o diez 12,7 mm, controladas a distancia por los artilleros que las apuntaban contra los avio-



nes enemigos que éstos colimaban desde las cúpulas trasparentes dorsales y laterales. Un intervalómetro y un selector controlaban la secuencia de desenganche de las bombas trasportadas en los dos compartimientos, dispuestos uno en la parte anterior y otro en la posterior del cajón alar que atravesaba el fuselaje, de modo que se le asegurara al avión un correcto equilibrio en esta esencial fase de todas las misiones. Sólo hacia la finalización de la Segunda Guerra Mundial, los dos compartimientos de bombas, en varios aviones, fueron unidos para permitir el trasporte de cargas ofensivas de mayor volumen.

Su evolución

El Ministerio de Guerra financió con 85652 dólares a la Boeing por ulteriores datos acerca de la aerodinámica del modelo 345, el 14 de junio de 1940, día de la ocupación de París por parte de los alemanes. El 27 se concedieron otros fondos y un contrato del 6 de setiembre estipuló la construcción de dos prototipos con la sigla XB-29 (luego aumentados a tres) más una célula para pruebas estáticas.

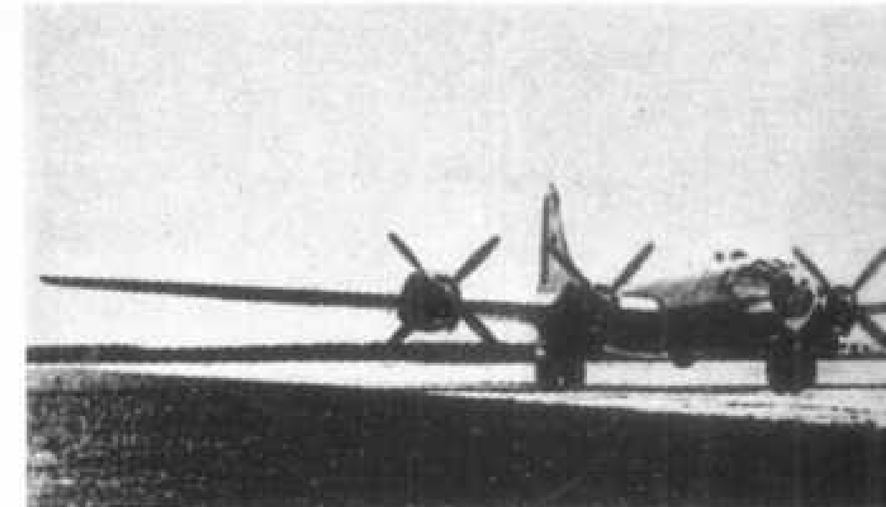
El primer XB-29 (matrícula 41-002) sin armamento, comenzó los vuelos el 21 de setiembre de 1942; le siguió el segundo (41-003) caracterizado por las hélices tripala y las torretas retráctiles, como estaba previsto para el modelo 345, mientras que en el tercero (41-18335) se pasaba a las torretas no retráctiles, siempre del tipo Sperry y apuntadas mediante periscopios, mientras que ya desde el primero de los 14 YB-29 se adoptaba el sistema General Electric con la puntería desde burbujas hemisféricas trasparentes. Este ejemplar (41-36954) fue trasformado luego en el XB-39, sustituyendo con cuatro motores Allison V-3420 de 2636 caballos los Wright R-3350-21 que, a su vez, habían sustituido a los R-3350-13 de los prototipos, aun conservando las hélices tripala. En cambio, tuvieron hélices de cuatro palas todos los modelos de serie, cuyas entregas comenzaron en el otoño de 1943; los motores eran los R-3350-23, -23A o -41. La Boeing en Wichita fabricó 1644 ejemplares y llevaron el sufijo BW; 668 fueron fabricados por la Bell (BA) en Marietta y 356 por la Martin (MO) en Omaha. En los nuevos talleres de Renton, cedidos por la marina, se fabricó solamente el B-29 A (sufijo BN) caracterizado por una nueva sección central alar, motores R-3350-57 ó 59, una leve reducción en la capacidad de combustible y, desde el 20 ejemplar, una nueva torreta dorsal anterior para cuatro armas, que apareció en los últimos B-29; en compensación, casi siempre se suprimía el cañón M-2 Type B del puesto caudal. Un B-29-BW fue trasformado en avión de reconocimiento fotográfico F-13, provisto de cámaras fotográficas K-18 y K-22; del mismo modo fueron trasformados 117 entre B-29 y B-29A. Un B-29A fue provisto de motores Pratt & Whitney R-4360 (de 28 cilindros en cuatro estrellas) de 3548 caballos tomando la sigla XB-44: la versión de serie debía ser el B-29D, pero el respectivo pedido fue cancelado con la finalización de la guerra, y cuando se reanudó en 1946, la sigla se cambió por B-50.

De más de 5000 B-29B pedidos, sólo 311 fueron fabricados (por la Bell) dada la cancelación de los pedidos que se produjo en setiembre de 1945; se trataba de la versión armada solamente con la torreta caudal, sujeta entonces al sistema de radar AN/APG-15B, con grandes aumentos de velocidad y carga. Cancelada también la versión B-29C con motores R-3350 mejorados, todas las siguientes variantes resultaron solamente de trasformaciones de aparatos existentes. En 1947, la marina recibió cuatro B-29-BW modificados para el patrullaje oceánico, con sigla P2B-1S, y modificó uno de éstos para los lanzamientos del avión cohete experimental Douglas D-558-II. De igual modo, la USAF empleó varios B-29 para el lanzamiento de aviones experimentales (entre los cuales el avión cohete X-1, que fue el primero en desarrollar velocidades supersónicas el 14 de octubre de 1947), incluido el "caza parásito" McDonnell XF-85, que se preveía montar a bordo del colosal B-36. Las otras modificaciones se refirieron fundamentalmente al reconocimiento (RB-29J), el salvamento en alta mar (SB-29), las investigaciones meteorológicas (WB-29) y el reabastecimiento en vuelo de otros aviones (KB-29, preferentemente de las variantes M, con el sistema de tubo flexible, y P, con travesaño rígido). Otras variantes tuvieron tareas experimentales, mientras que un avión modificado en 1949 como trasporte llevó la sigla CB-29K.

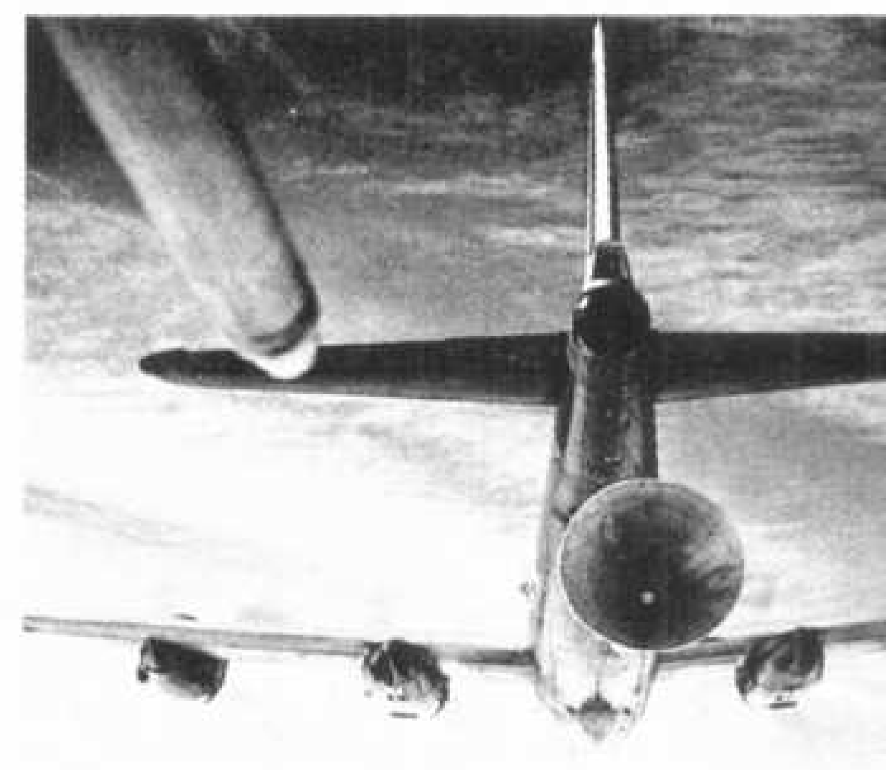
El desarrollo posbélico del B-29 continuó con el B-50, caracterizado por los nuevos motores, el plano vertical más alto y una estructura más liviana, además de varias mejoras, producido en 371 unidades, y con el trasporte modelo 367 (caracterizado por el fuselaje con dos lóbulos superpuestos), fabricado tanto en edición civil ("Stratocruiser") como militar (C-97) y cuyo prototipo había volado el 15 de noviembre de 1944.

Su empleo

El 1° de junio de 1943, se formó la primera unidad de "Superfortalezas", la 58a. Wing de "bombardeo ultrapesado", aun antes de que comenzaran las entregas de los YB-29. A fin de año, al haberse decidido concentrar el empleo de la nueva arma en el Pacífico, se formó el 20 Bomber Command, cuyo primer núcleo (la 58a. Wing) comprendía los Groups 40, 444, 462 y 468, todos trasladados a la India en

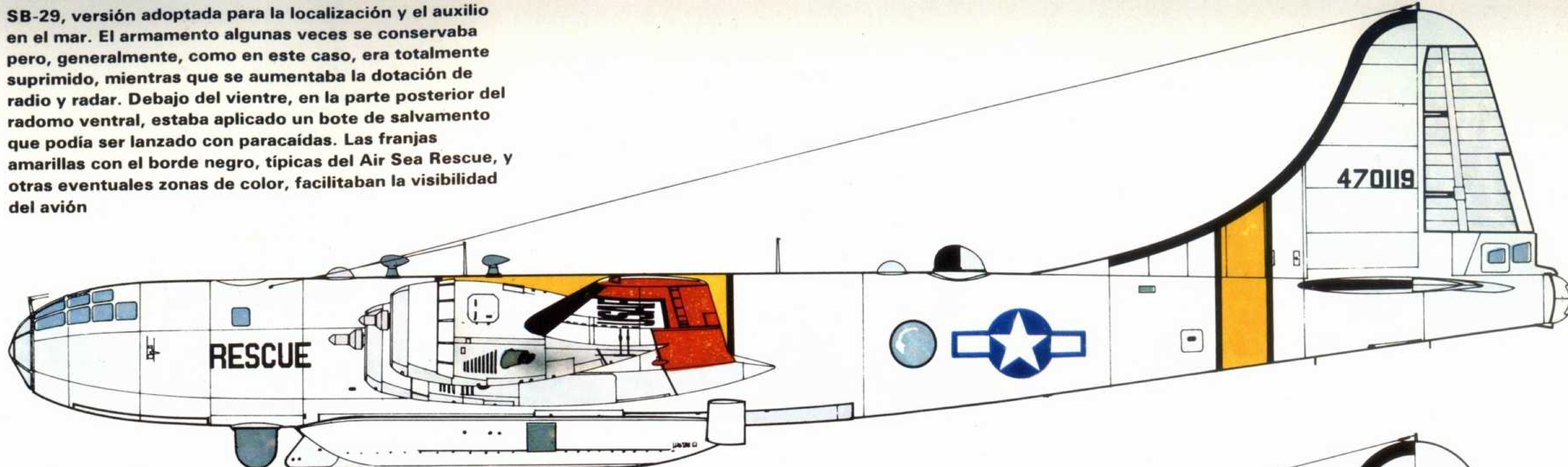




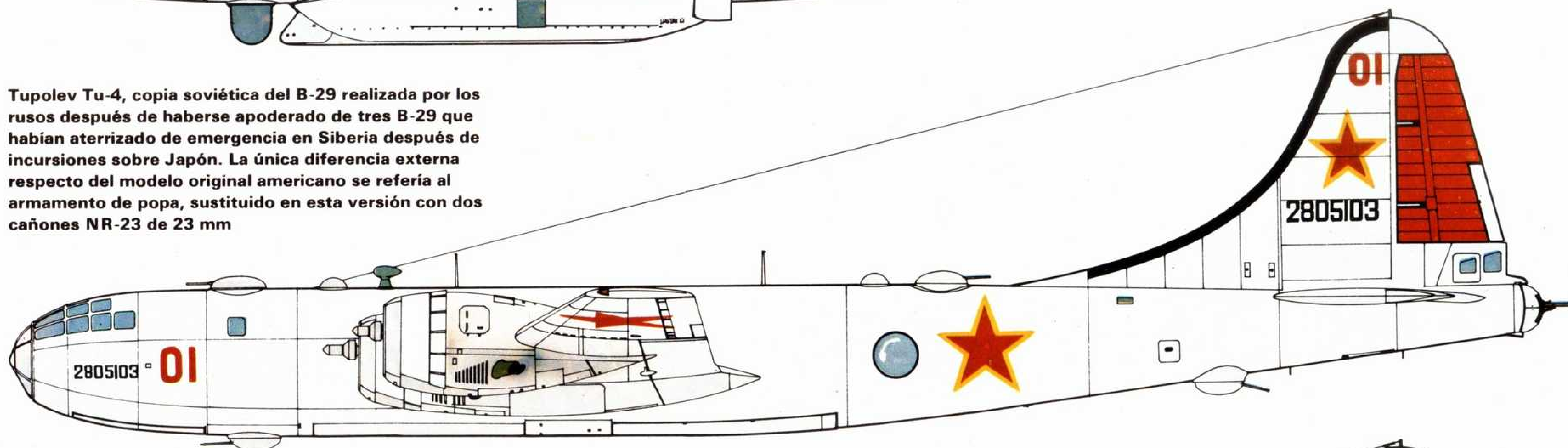


Arriba, en orden descendente: la copia rusa del B-29 siglada Tu-4, dado que había sido elaborada por la oficina técnica dirigida por Tupolev (Archivo Apostolo). Muchas Superfortalezas fueron trasformadas para el auxilio en el mar, con la sigla SB-29; algunas veces conservaban el armamento, como este ejemplar fotografiado en Ciampino en 1953 (Archivo Bignozzi). El primer sistema de reabastecimiento en vuelo adoptado en el B-29 fue el inglés con tubo flexible: en la fotografía se observa en primer plano la varilla del avión a reabastecer, que deberá introducirse en el embudo del avión cisterna. Aquí abajo: un KB-29M equipado para reabastecer en vuelo, con el sistema flexible, a tres aviones simultáneamente, en este caso tres birreactores ingleses Meteor F.8

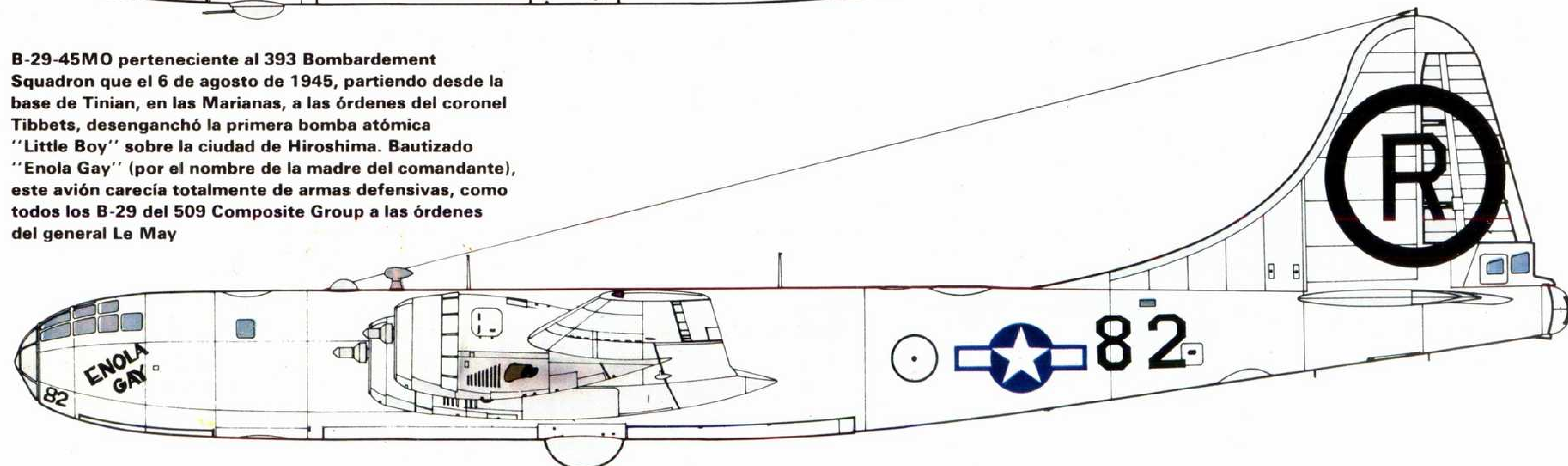




SB-29, versión adoptada para la localización y el auxilio en el mar. El armamento algunas veces se conservaba pero, generalmente, como en este caso, era totalmente suprimido, mientras que se aumentaba la dotación de radio y radar. Debajo del vientre, en la parte posterior del radomo ventral, estaba aplicado un bote de salvamento que podía ser lanzado con paracaídas. Las franjas amarillas con el borde negro, típicas del Air Sea Rescue, y otras eventuales zonas de color, facilitaban la visibilidad del avión

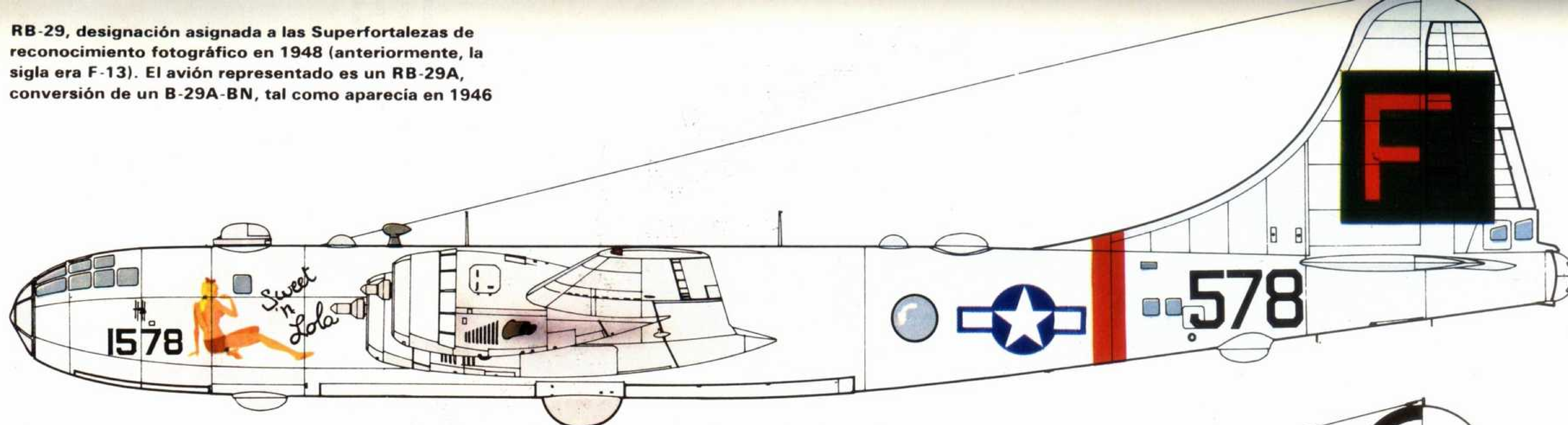


Tupolev Tu-4, copia soviética del B-29 realizada por los rusos después de haberse apoderado de tres B-29 que habían aterrizado de emergencia en Siberia después de incursiones sobre Japón. La única diferencia externa respecto del modelo original americano se refería al armamento de popa, sustituido en esta versión con dos cañones NR-23 de 23 mm

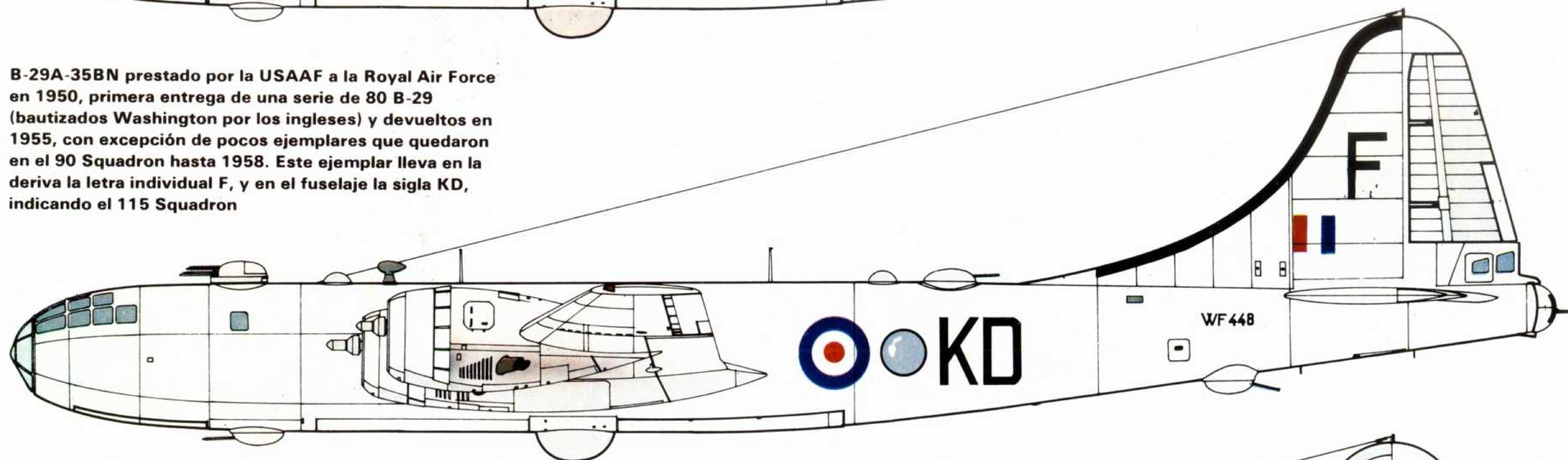


B-29-45MO perteneciente al 393 Bombardement Squadron que el 6 de agosto de 1945, partiendo desde la base de Tinian, en las Marianas, a las órdenes del coronel Tibbets, desenganchó la primera bomba atómica ''Little Boy'' sobre la ciudad de Hiroshima. Bautizado ''Enola Gay'' (por el nombre de la madre del comandante), este avión carecía totalmente de armas defensivas, como todos los B-29 del 509 Composite Group a las órdenes del general Le May

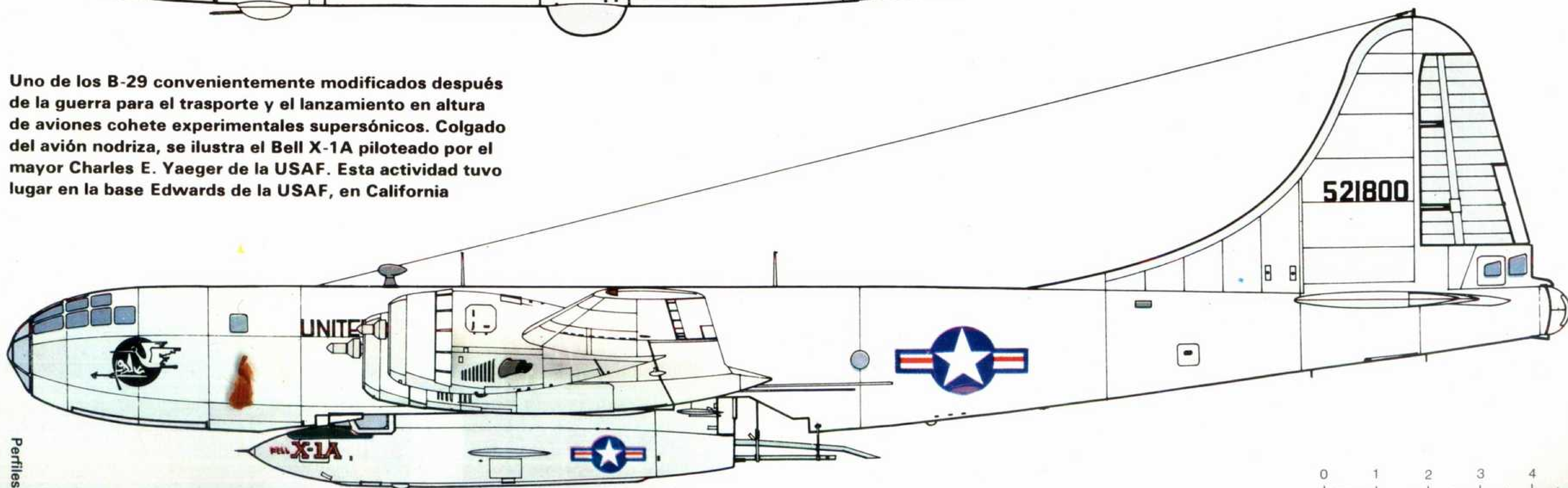
RB-29, designación asignada a las Superfortalezas de reconocimiento fotográfico en 1948 (anteriormente, la sigla era F-13). El avión representado es un RB-29A, conversión de un B-29A-BN, tal como aparecía en 1946



B-29A-35BN prestado por la USAAF a la Royal Air Force en 1950, primera entrega de una serie de 80 B-29 (bautizados Washington por los ingleses) y devueltos en 1955, con excepción de pocos ejemplares que quedaron en el 90 Squadron hasta 1958. Este ejemplar lleva en la deriva la letra individual F, y en el fuselaje la sigla KD, indicando el 115 Squadron



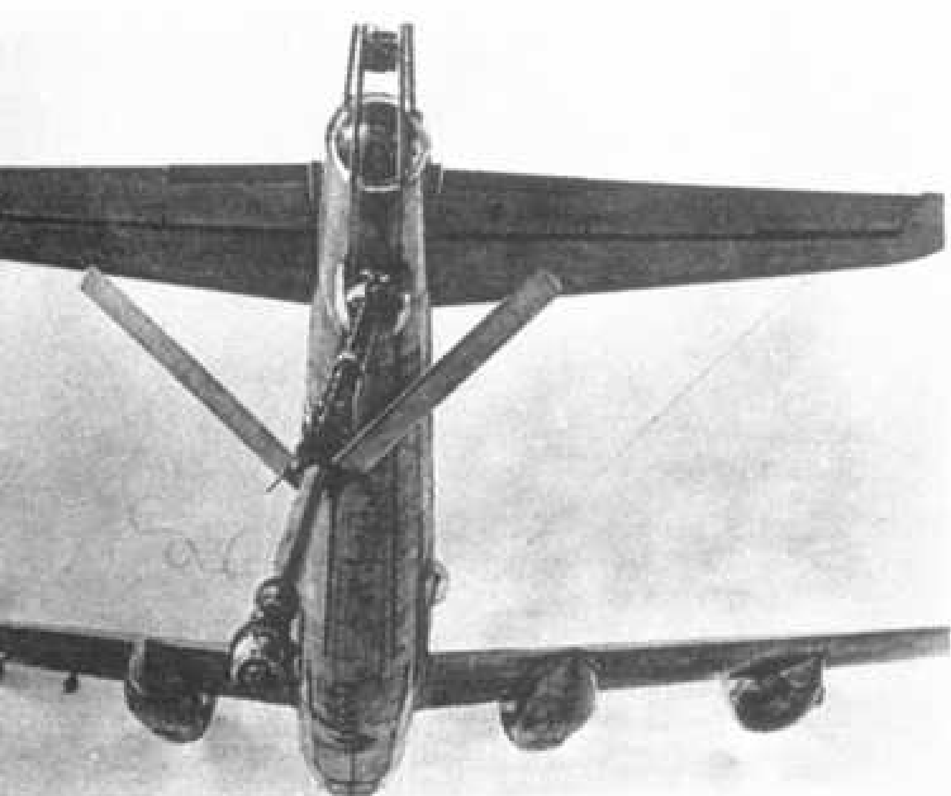
Uno de los B-29 convenientemente modificados después de la guerra para el trasporte y el lanzamiento en altura de aviones cohete experimentales supersónicos. Colgado del avión nodriza, se ilustra el Bell X-1A piloteado por el mayor Charles E. Yaeger de la USAF. Esta actividad tuvo lugar en la base Edwards de la USAF, en California



roberto terrinoni







Arriba, de izquierda a derecha: fotografiado en Ciampino en 1953, un KB-29P, avión cisterna con sistema rígido; en segundo plano se observa el avión que ha sido reabastecido, un cuatrirreactor RB-45C de reconocimiento. Un cazabombardero F-48F estableció el record mundial de vuelo entre Inglaterra y Texas, reabasteciéndose de un KB-29P. Aquí arriba: detalle de la varilla de reabastecimiento del KB-29P, dotada de aletas estabilizadoras. Abajo: los últimos desarrollos del B-29: el avión de trasporte C-97 y el bombardero B-50. En la fotografía, un KC-97 Stratotanker reabastece al B-50D bautizado "Lucky Lady II" que, en marzo de 1949, efectuó la vuelta al mundo sin escalas (Archivo Bignozzi)

la primavera de 1944: las operaciones comenzaron el 5 de junio, con una incursión sobre Bangkok efectuada utilizando campos-trampolín en China para las escalas intermedias; la segunda acción, el 15 de junio, tuvo como objetivo el suelo japonés, que luego se convirtió en el habitual blanco de los superbombarderos con base en las Marianas, desde donde partió el 24 de noviembre la primera formación que atacó Tokio. Para estas acciones, en un principio no muy resistidas por la caza enemiga, los B-29 fueron privados casi siempre de las torretas; en cambio, apareció el radar de puntería, APQ-7.

Otra unidad empleada en ese primer ciclo de operaciones fue el 1° Squadron de la 311a. Wing de reconocimiento fotográfico, dotado de los F-13, mientras que muchos aviones equipados para el lanzamiento de botes de salvamento y aparatos de localización de náufragos acompañaron a los aviones operativos en los largos vuelos sobre el mar (eran llamados "Superdumbo"). Para las acciones con bombas atómicas se constituyó con 15 B-29 diversamente modificados, el 393 Squadron (VH) del 509 Composite Group: el 6 de agosto de 1945, el avión "Enola Gay" desenganchó la primera bomba atómica (la "Little Boy") sobre Hiroshima, y el 9 de ese mismo mes la "Fat Boy" fue desenganchada por el B-29 bautizado "Bock's car" sobre Nagasaki.

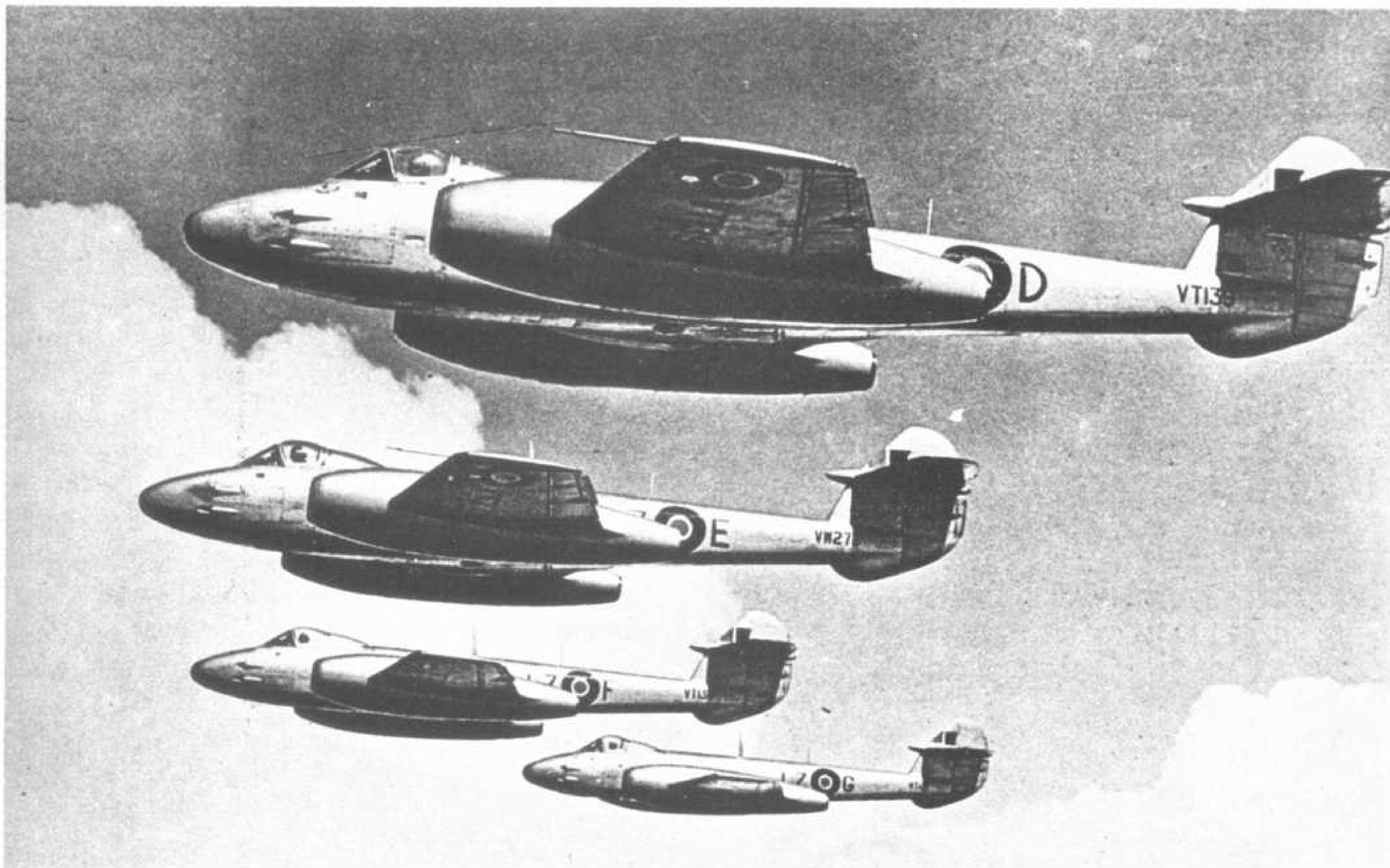
Al momento de la rendición de Japón, más de 2000 de los 3970 B-29 fabricados ya habían sido entregados a la USAAF. Después de la guerra, estos aviones fueron empleados intensamente en una variedad de aplicaciones, especialmente el auxilio y el reabastecimiento en vuelo, pero durante varios años también permanecieron en servicio como bombarderos: en 1946, cuando se constituyó el Strategic Bomber Command, unos treinta Groups de bombardeo aún estaban equipados con los B-29, a pesar de que muchos estaban pasando a los aviones de reacción y, en la guerra de Corea, los Groups 19, 22, 92, 98 y 307 los emplearon activamente en ese conflicto, con bases en Japón, desde el 28 de junio de 1950. Entre tanto, la "guerra fría" había llevado a Gran Bretaña a reorganizar el Bomber Command y, a la espera de los aviones de reacción nacionales, se pidieron en préstamo 88 B-29, bautizados "Washington": el primero llegó a Europa en marzo de 1950, destinado al 149 Squadron, pudiéndose proveer luego con él a éste y a los Squadrons 15, 35, 44, 57, 90, 115 y 207. A fines de 1954, casi todos habían sido devueltos a la USAF, salvo algunos ejemplares que permanecieron en el 90 Squadron hasta principios de 1958.

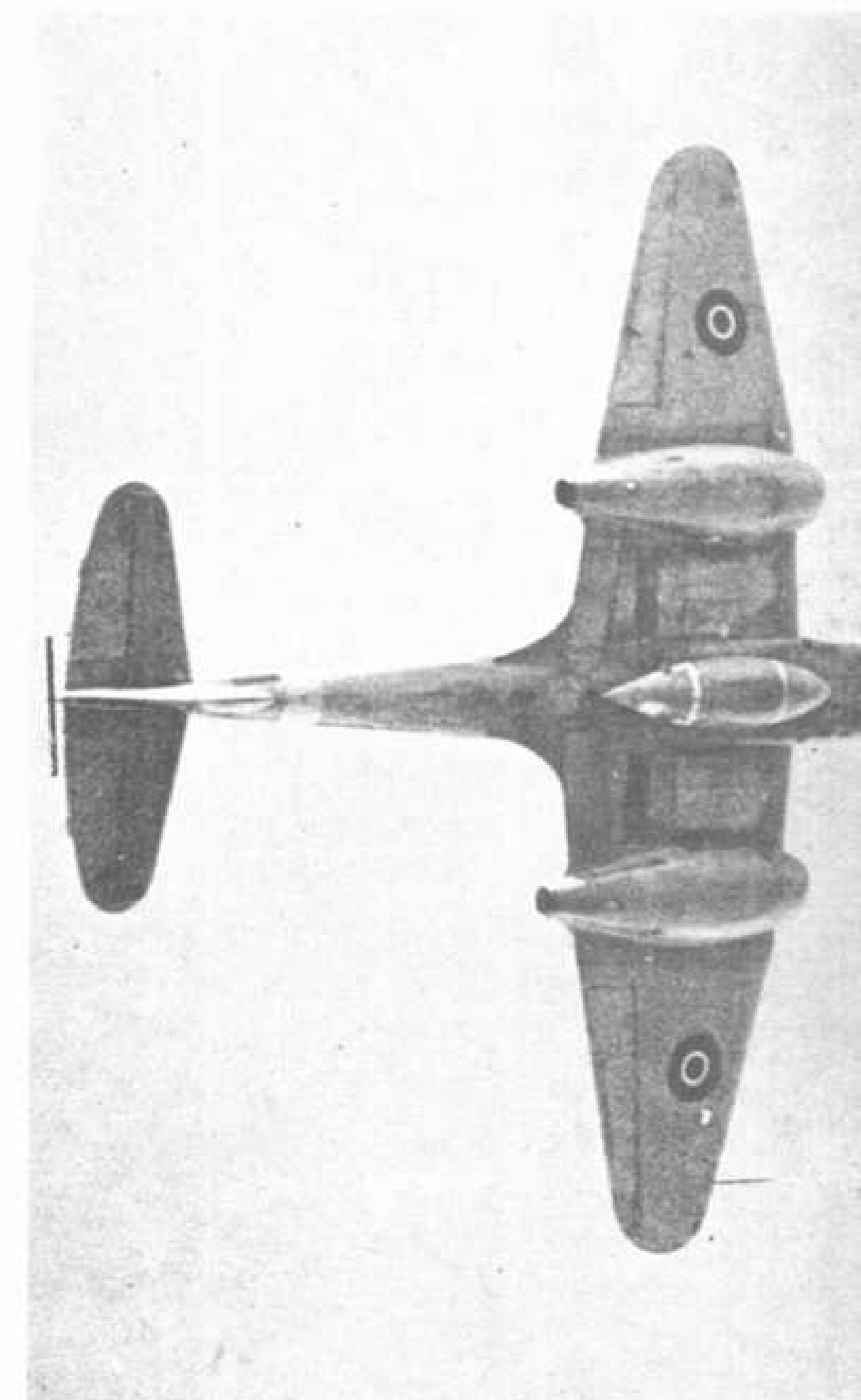
El 29 de julio de 1944, un B-29 del 771 Squadron del 462 BG regresando de una acción sobre Anshan, en Manchuria, fue alcanzado por la artillería antiaérea y el capitán Howard R. Jarrell, ante la imposibilidad de llegar a la base china de Kiunglai, decidió aterrizar en Siberia, es decir, en territorio soviético, confiando en el estado de alianza existente entre Estados Unidos y la URSS. Los caza rusos recibieron en son de amenaza al avión y lo obligaron a posarse en Tavricianka, cerca de Vladivostok: la tripulación fue llevada tierra adentro y el avión secuestrado. La misma suerte corrieron otros dos B-29, el 11 y el 21 de noviembre respectivamente. Los soviéticos habían predispuesto desde hacía tiempo la utilización del superbombardero americano como punto de partida para cubrir las diferencias tecnológicas que dividían a la URSS de sus aliados y enemigos; la llegada de tres ejemplares en buenas condiciones permitió concretar este proyecto. Inmediatamente, la oficina técnica dirigida por Tupolev, se encargó de copiar la célula, y la oficina dirigida por Arkadii B. Sčvetsov de copiar el aparato motopropulsor. Stalin dio la máxima prioridad a este programa, tanto es así que el nuevo planeamiento había comenzado aun antes de la finalización de la guerra y, gracias a un esfuerzo colosal, en el desfile de Tušino del 3 de agosto de 1947, eran presentados los primeros tres de veinte ejemplares de preserie del Tu.4, más el prototipo del Tu.70, avión de trasporte civil para 48 pasajeros. Las entregas del nuevo bombardero a la Dal' naya Aviazia (como había sido designada en la posguerra la Aviazia Dal' nevo Deistviya, la componente estratégica de la V-VS) comenzaron a principios de 1948. Mediante los prototipos Tu.80 y Tu.85, los soviéticos llegaron luego a realizar el Tu.20 de turbohélice y superficie alar en flecha, eficiente aparato que todavía se encuentra en servicio para el reconocimiento y como lanzamisiles.



GLOSTER Meteor

Formación de Meteor F.4 (izquierda) perteneciente al 66 Squadron (código LZ) con base en Duxford; la fotografía data de 1949. Abajo: el Meteor F.1 con matrícula EE 214/G fue empleado para probar un depósito auxiliar ventral. Obsérvese la planta alar originaria con puntas curvilíneas





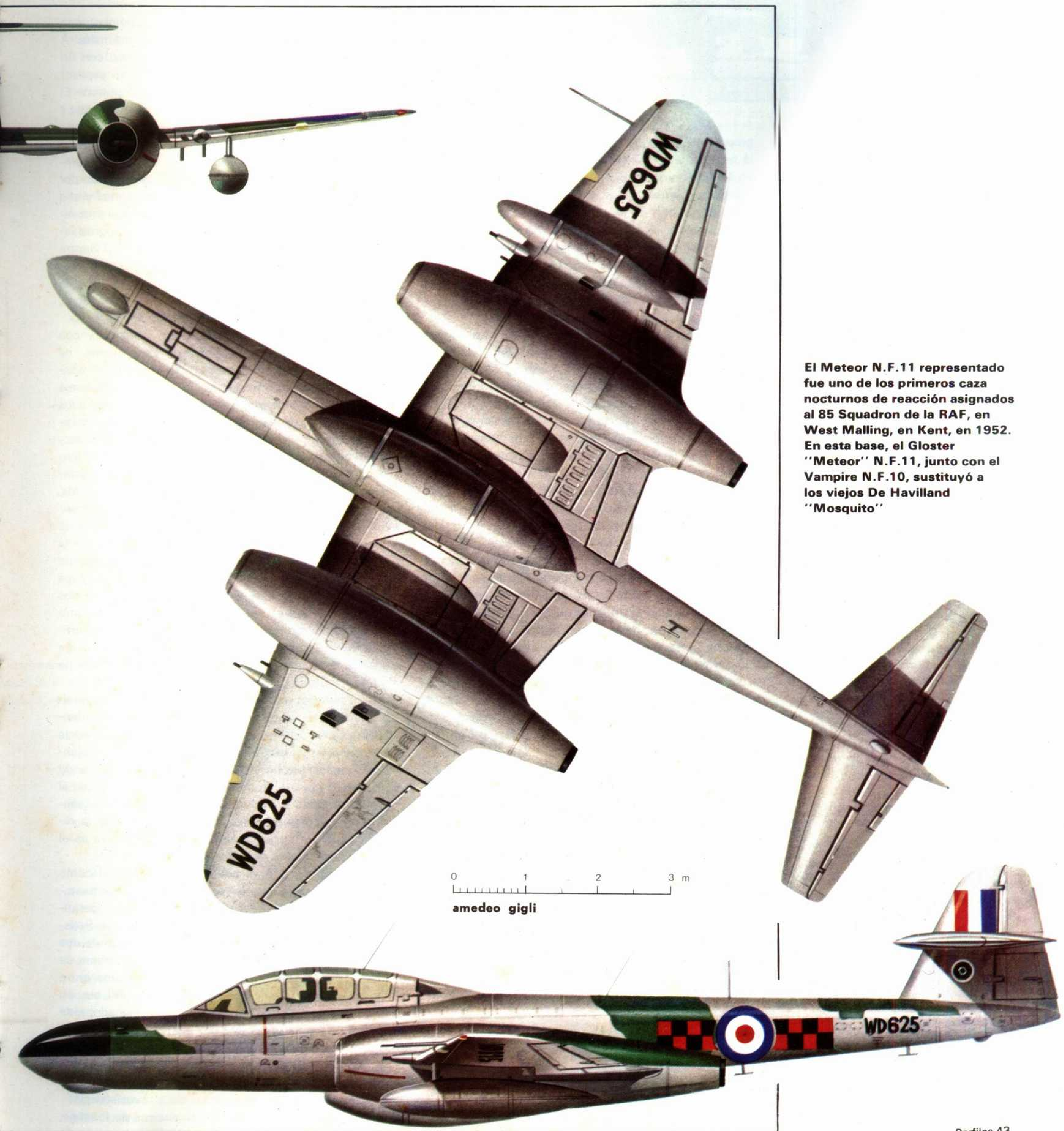
CARACTERÍSTICAS		F.Mk.1	F.Mk.4	T.7	F.Mk.8	P.R.10	N.F.11
Envergadura	m	13,106	13,106	11,328	11,328	13,106	13,106
Largo total	m	12,573	12,497	13,262	13,589	13,589	14,782
Altura	m	3,962	3,962	3,962	3,962	3,962	4,341
Superficie alar	m²	34,757	34,757	32,516	32,516	34,757	34,757
Peso vacío	kg	3 926	5 069	4 901	5 271	5 318	6 309
Peso total	kg	5 332	6 559	6 454	7 137	6 985	8 165
Peso con sobrecarga	kg	–	6 860	7 983	8 667	8 515	8 654
Velocidad máx.	km/h	676	941	941	953	871	871
a la altura de	m	–	0	0	0	9 144	9 144
Velocidad de trepada inicial	m/seg	16,76	40,13	38,61	35,26	33,02	24,38
Trepada a la altura de	m	9 144	9 144	9 144	9 144	9 144	–
en el tiempo de		15'	9'	6'30"	6'30"	6'48"	–
Techo práctico	m	12 192	15 850	13 716	13 411	14 326	13 106
Autonomia	h	1h 15'	–	–	–	–	–
Alcance	km	–	933(1) | 1 557(2)	740(1) 1 207(2) | 1 609(3)	1 110(1) 1 609(4) | 1 931(5)	1 110(1) 1 754(4) | 2 012(5)	1 167(4) | 1 529(5
a la altura de	m	9 144	9 144	9 144	12 192	12 192	9 144
Armamento		4 x 20 mm	4 x 20 mm + 2 bombas de 454 kg u 8 cohetes de 40,8 kg	–	4 x 20 mm + 2 bombas de 454 kg o 16 cohetes de 40,8 kg	–	4 x 20 mm
Motores tipo		Rolls-Royce W.2B/23 Welland Series 1	Rolls-Royce "Derwent" Series 5	Rolls-Royce "Derwent" Series 5	Rolls-Royce "Derwent" Series 8	Rolls-Royce "Derwent" Series 5	Rolls-Royce "Derwent" Series 8
Empuje máx. en el decolaje	kg	2 x 771	2 x 1 588	2 x 1 588	2 x 1 588	2 x 1 588	2 x 1 678

(1) sólo con combustible interno; (2) con depósito suplementario de 819 litros; (3) con depósitos suplementarios de 1 605 litros; (4) con depósito suplementario de 795 litros; (5) con depósitos suplementarios de 1 705 litros.

El 5 de marzo de 1943, fue una fecha especial-**nente importante** para la Royal Air Force: en Cran-**vell volaba** por primera vez el birreactor Gloster **.9/40 "Meteor"**, prototipo de una larga y famosa serie de versátiles aviones de reacción con los cuales fueron equipadas las aviaciones de muchos países en los años posbélicos.

En Inglaterra el comienzo del nuevo método de


WD625



El Meteor N.F.11 representado fue uno de los primeros caza nocturnos de reacción asignados al 85 Squadron de la RAF, en West Malling, en Kent, en 1952. En esta base, el Gloster ''Meteor'' N.F.11, junto con el Vampire N.F.10, sustituyó a los viejos De Havilland ''Mosquito''









En orden descendente: uno de los Meteor F.1 en servicio entre julio de 1944 y enero de 1945 con el 616 Squadron, que los empleó para combatir a las V.1, y luego participó en las operaciones en Europa. Obsérvese la forma del parabrisas, típica de la primera versión (Archivo Bignozzi). Un Meteor F.3 en servicio con el 74 Squadron desde mayo de 1945 a mayo de 1948. Este ejemplar, matrícula EE 341, luego fue destinado a las pruebas para el reabastecimiento en vuelo (Archivo Bignozzi). Con las góndolas de los motores prolongadas, el Mk.3 matrícula EE 360/G sirvió de prototipo para la versión Mk.4 (Archivo Alata). Fotografiado a baja altura, el Meteor Mk.4 matrícula VW 791. Participó en los intentos para el record de velocidad en circuito cerrado en los 100 km, luego batido con otro ejemplar, en 1948. Éste, luego fue convertido en blanco radiocomandado U.15 (Archivo Bignozzi). Abajo: Holanda tuvo en servicio 226 Meteor de varios tipos, entre los cuales 64 Mk.4, como éstos, fotografiados en setiembre de 1949 en Inglaterra durante la maniobra NATO "Bulldog" (Archivo Bignozzi)

propulsión había sido ordenado originariamente por la especificación E.28/39, con la que se construyó en 1940 el monomotor Gloster equipado con el turborreactor puesto a punto por Frank Whittle. El avión con motor de pistones ya estaba por ceder su supremacía a aquél propulsado por el nuevo motor y, a pesar de que los primeros Meteor se revelaron sólo marginalmente más veloces que sus contemporáneos Tempest, Mustang, etcétera, las posibilidades de desarrollo de la nueva fórmula eran evidentes.

El proyecto F.9/40 había sido definido en diciembre de 1940 y, en el siguiente mes de febrero, ya estaba listo el prototipo para la presentación a las autoridades correspondientes, que confirmaron un primer pedido por doce ejemplares, en cuya realización contribuirían, en estrecha colaboración, varias industrias británicas. Mientras la Gloster preparaba la célula, la Rover Motors se debía ocupar de la fabricación de 30 motores W.2B "Welland" que suministraban en un principio un empuje de aproximadamente 700 kg cada uno. Sin embargo, en ese ínterin también la De Havilland y la Metropolitan Vickers se habían interesado en la fabricación de motores de reacción: para el modelo H.1, Frank Halford proponía un compresor centrífugo, mientras que el H.2 de la Metropolitan Vickers disponía de un compresor axial. A la Gloster se le pidió que preparara dos células de los prototipos también para la puesta a punto de estos motores y para una evaluación de los mismos y, en efecto, el tercer prototipo DG.206 (con el Halford H.1) fue el primer Meteor que levantó vuelo, por no estar perfectamente a punto los motores W.2B.

Su técnica

El Meteor era un birreactor de ala baja, con empenaje cruciforme en el cual el plano horizontal estaba dispuesto a la mitad de la altura del vertical, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y góndolas motrices que cruzaban en el medio el plano del ala.

El ala del Meteor, de bajo alargamiento y con planta de doble trapecio, poco convergente entre el fuselaje y las góndolas motrices, más marcadamente hacia la parte externa de éstas, tenía una estructura de doble larguero dividida en tres elementos principales. La sección central, basada en perfiles espesos del 12 por ciento y con un diedro frontal de 52', estaba adherida al fuselaje y se extendía hasta la parte externa de las góndolas de los reactores. A ésta estaban unidas las semialas externas, con un diedro de 6°, y cuyo perfil se reducía en espesor hasta llegar al nueve por ciento en las puntas. El borde de salida alar, entre los laterales del fuselaje y las góndolas motrices, estaba provisto de hipersustentadores de intradós de limitada superficie (1,673 m²) y con una angulación máxima de 75°. En cambio, el de las semialas externas estaba ocupado por los amplios alerones, provistos de servoaletas y con angulaciones máximas que de los ± 18° del prototipo y de las primeras series, se redujeron progresivamente a alrededor de ± 12°. Del dorso y del vientre de la sección central, entre el fuselaje y las góndolas motrices, y en posición bastante atrás a lo largo de la cuerda, sobresalían los frenos aerodinámicos, constituidos por láminas perforadas.

El fuselaje, también totalmente metálico y con estructura semimonocasco preferentemente de aleación liviana, pero también con algunos elementos de acero, estaba constituido por tres elementos principales: la trompa, en la cual estaban ubicados el puesto de pilotaje, las instalaciones de armamento y el parante anterior del tren de aterrizaje; la sección central, adherida al ala y en la cual estaban alojados los depósitos de combustible y el cono posterior, al que estaban unidos los planos de cola. Éstos, con estructura de doble larguero, estaban constituidos por el estabilizador, cuya intersección con la deriva estaba carenada por un huso perfilado, por la misma deriva (que a partir de la serie F.Mk.8 asumió una forma trapezoidal bastante alargada), por los dos semielevadores y por el timón dividido en dos secciones, dispuestas una en la parte superior y otra en la inferior del plano horizontal. Todas las superficies móviles, así como los alerones, eran totalmente metálicas, con masas de contrapeso en el borde de ataque y aletas correctoras en el de salida.

Los tres parantes del tren de aterrizaje eran del tipo de brazo oscilante, y se retraían el anterior (orientable) en el vientre de la trompa, con rotación hacia atrás, y los posteriores hacia el eje del avión, alojándose en las secciones centrales del ala, quedando ocultados por amplios portillos combados. Debido al limitado espacio disponible se había hecho necesario contraer los parantes posteriores durante la retracción, y un patín protegía la cola del avión en el caso de aterrizajes muy empinados.

A pesar de que el Meteor fue empleado como banco de prueba volador para muchos turborreactores, los motores instalados en las versiones operativas (salvo las primeras) fueron siempre los Rolls-Royce "Derwent", con compresor centrífugo de dos etapas, nueve cámaras de combustión y turbina de una etapa. Los reactores estaban instalados entre los dos largueros de la sección central del ala, en góndolas que, de la forma bastante gruesa adoptada en las primeras versiones del avión, pasaron posteriormente a diseños más ahusados, y sus caños de escape atravesaban el larguero posterior que, correspondientemente, presentaba un tramo con forma de anillo, realizado en acero de alta resistencia.

El Meteor disponía de dos depósitos de fuselaje, con una capacidad total de 1480 litros, que podía



ser aumentada mediante la adopción de depósitos suplementarios desenganchables (uno ventral de 818 litros, y dos subalares de 454 litros). La cabina, protegida por blindajes y por el vidrio blindado del parabrisas, y con techo trasparente corredizo hacia atrás, estaba presurizada y acondicionada, y los equipos de a bordo comprendían el de inhalación de oxígeno, el hidráulico, el eléctrico, el antiincendio y el neumático. Las dotaciones electrónicas de a bordo comprendían radiorreceptor trasmisor e I.F.F., mientras que el armamento estaba constituido por cuatro cañones Hispano de 20 mm con un total de 600 proyectiles, y por las dos bombas de 454 kg o por ocho cohetes de 41 kg que podían ser enganchados debajo del ala.

Su evolución

Resuelto un problema de inestabilidad longitudinal, el prototipo del Meteor era trasladado a Newmarket, donde reanudaba sus vuelos el 17 de abril piloteado por Michael Daunt. Posteriormente, al aeropuerto de Barford eran llevados también los otros prototipos del avión equipados con los motores W.2B/23. Los dos ejemplares con los motores D.H. Halford H.1 se convirtieron en los prototipos del Meteor F.2, mientras que el ejemplar con los Metro-Vickers F.2 permaneció durante un cierto período en evaluación en el Royal Aircraft Establishment de Farnborough.

El primer birreactor de serie G.41A Meteor F.1 con dos Rolls-Royce W.2B/23 "Welland" voló por primera vez en enero de 1944, mientras que ya había comenzado la fabricación de una serie de veinte ejemplares que, a pesar de estar destinados al empleo operativo, fueron pedidos por varios organismos para probar nuevos equipamientos. En efecto, el primer prototipo se envió a los Estados Unidos en febrero de 1944 a cambio de un Bell P-59 "Airacomet" suministrado por los americanos; dos ejemplares fueron utilizados para varias pruebas por el centro experimental de Boscombe Down y uno de los últimos ejemplares tuvo una interesante carrera con la instalación experimental de los turbohélice Rolls-Royce "Trent" que suministraban 750 caballos más un empuje residual de aproximadamente 450 kg.

La experiencia adquirida con los ocho prototipos F.9/40 y la serie de los Meteor F.1, fue aprovechada para poner a punto la versión F.3 que, además de tener los motores Rolls-Royce "Derwent" de mayor empuje, comprendía muchas mejoras aerodinámicas y estructurales, como la adopción de una capota corrediza en forma de gota, totalmente trasparente, depósitos de mayor capacidad y frenos aerodinámicos de curvatura. El F.3, del cual se fabricaron 210 ejemplares en 1945, fue reemplazado en la cadena de producción con la versión F.4.

También el F.3 originó una serie de aparatos en los cuales se experimentaron además, equipos para reconocimiento fotográfico, asientos eyectables Martin-Baker, postquemadores, góndolas motrices más largas de nuevo diseño, radar en la trompa, etcétera. Los de la Gloster vieron luego, en el nuevo turborreactor, que la Rolls-Royce estaba poniendo a punto el "Nene", un interesante motor para el Meteor, pero desafortunadamente ese motor tenía un tamaño excesivo como para poder ser alojado en las góndolas del avión. Por lo tanto, debieron conformarse con los motores Derwent 5 de 1585 kg de empuje. En la primavera de 1945 nació, así, el F.4 y Eric Greenwood lo probó en vuelo por primera vez a comienzos de agosto de 1945.

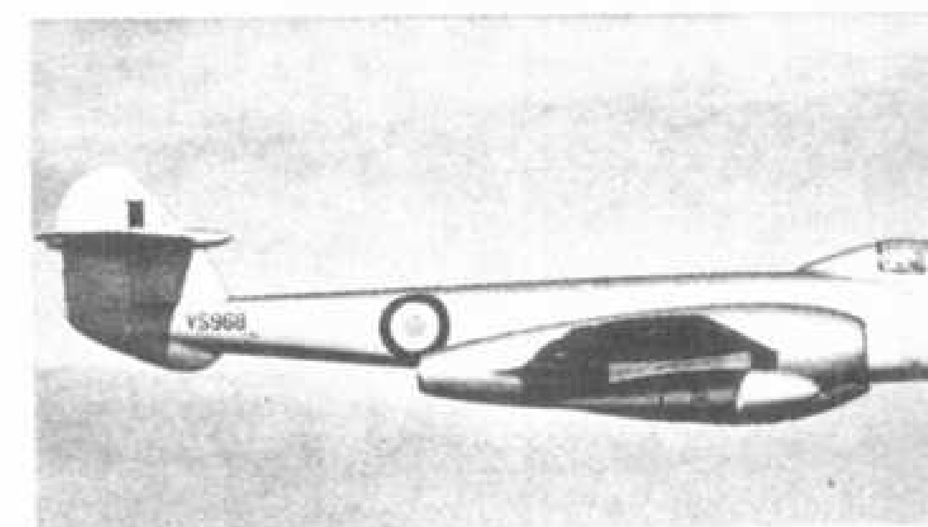
Estructuralmente, el Meteor F.4 no difería mucho de sus antecesores, salvo por un refuerzo de la célula impuesto por un incremento de velocidad de aproximadamente el 20 por ciento. El nuevo Meteor no participó en acciones bélicas, pero reveló sus excelentes cualidades conquistando nada menos que dos veces el record mundial de velocidad: la primera vez, el 7 de noviembre de 1945, volando (piloteado por el Group Captain Wilson) a una velocidad de 971 km/h; la segunda, el 7 de setiembre de 1946 (piloto, el Squadron Leader Waterton), a 987 km/h.

También el Meteor F.4 sufrió muchas trasformaciones experimentales, como el acortamiento de 1,80 m del ala que tuvo las puntas truncas, el alargamiento del fuselaje y la adopción de varios tipos de motores, como los Rolls-Royce "Avon" y "Nene" y el francés "Atar" en diversos bancos de prueba voladores. El ejemplar matriculado RA 490 fue empleado para una serie de interesantes experimentos sobre las técnicas de sustentación por reacción utilizando dos Rolls-Royce "Nene" con caños de escape provistos de desviadores de chorro. En total, el F.4 fue fabricado en 529 ejemplares, 40 de los cuales por parte del Armstrong Whitworth.

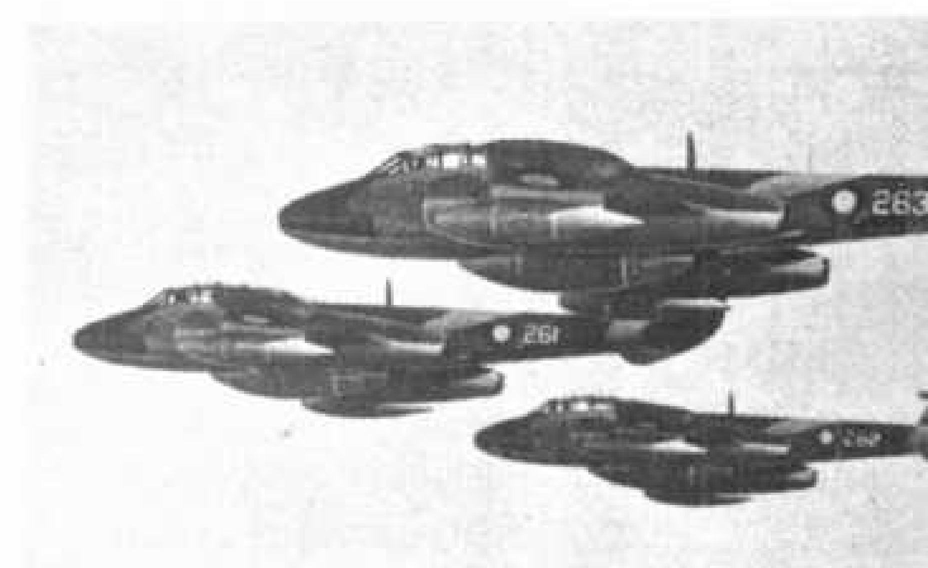
El siguiente Meteor F.R.5 quedó en la fase de prototipo (se trataba fundamentalmente de un F.4 con la instalación de cámaras fotográficas en la trompa), mientras que en la fase de proyecto quedó también el siguiente modelo F.6 con fuselaje y empenajes modificados.

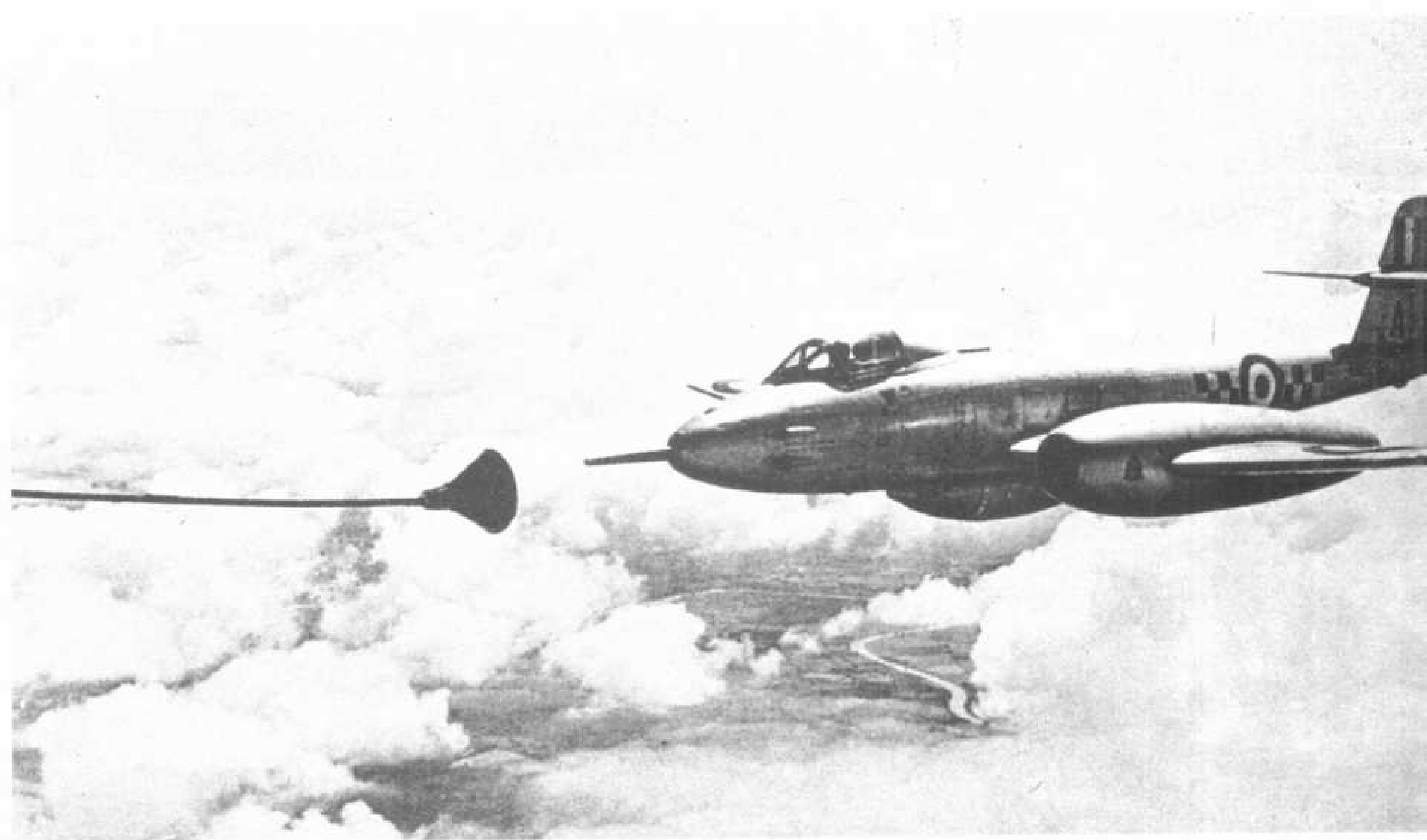
En ese ínterin, algunos Meteor F.4 habían sido vendidos a Bélgica, Dinamarca y Holanda. En 1947, la Argentina adquiría un centenar de ejemplares del avión, y enviaba a sus pilotos a Inglaterra para el adiestramiento. En ese momento nacía la exigencia

En orden descendente: el prototipo para la serie P.R.10, matrícula VS 968. La trompa, que alojaba las cámaras fotográficas, era intercambiable con la estándar (Archivo Bignozzi).
Uno de los diez biplaza T.7 suministrados a la aviación brasileña (Archivo Coggi).
Nueve Meteor T.7 fueron suministrados a la aviación danesa (Archivo Bignozzi).
En 1950, la RAF experimentó el sistema de reabastecimiento en vuelo con tubo flexible, con varios Meteor Mk.8, preferentemente pertenecientes al Squadron 245 (Archivo Bignozzi)

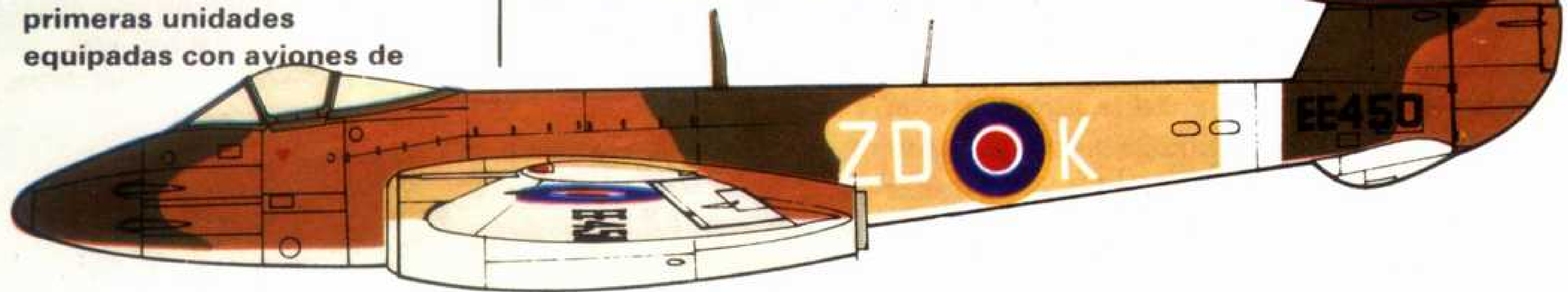


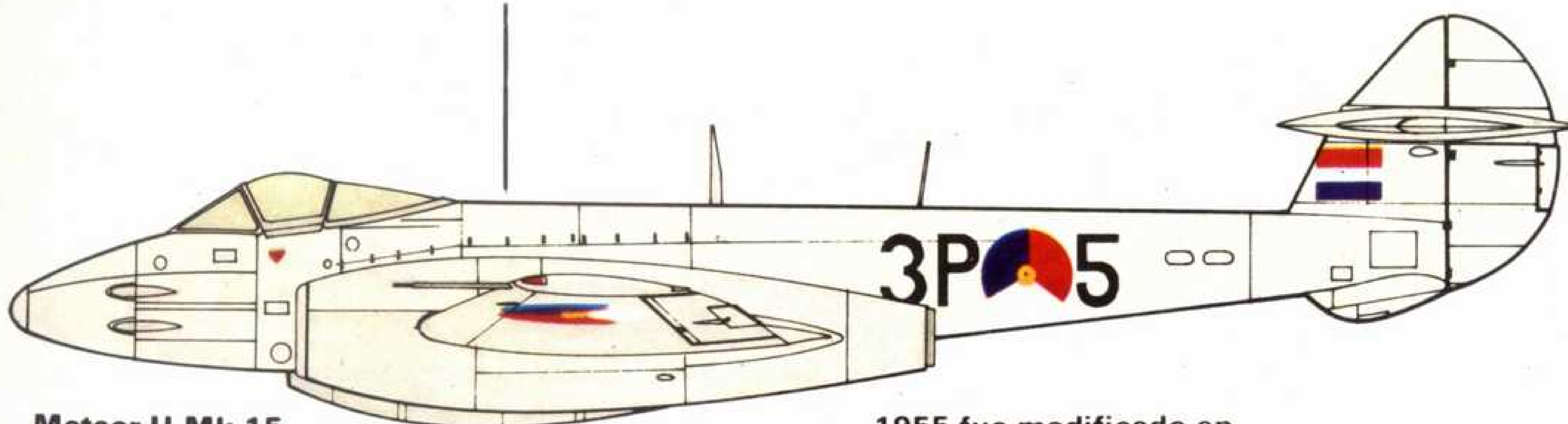






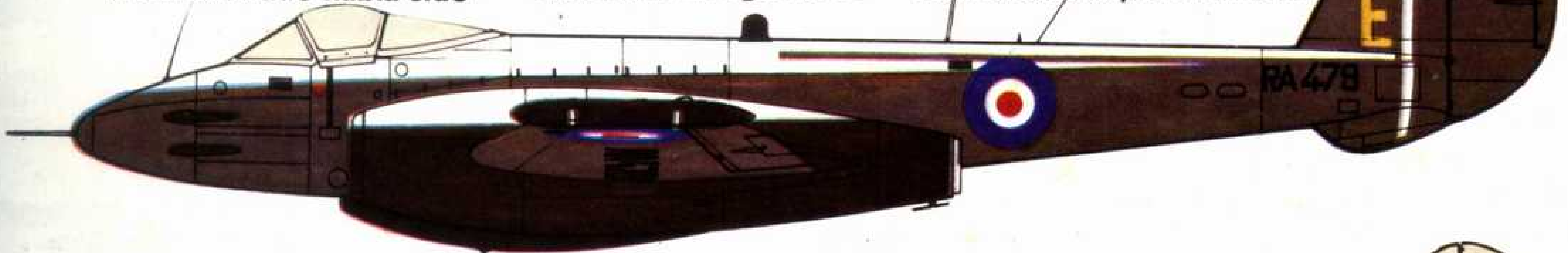
Meteor F.Mk.3 perteneciente al 222 Squadron, como lo indica la sigla ZD. Ésta fue una de las primeras unidades equipadas con aviones de reacción, que sustituyeron en 1945 a los Spitfire IX. La mimetización es aún aquélla utilizada durante la guerra. En este período, el 222 tenía base en Weston Zoyland

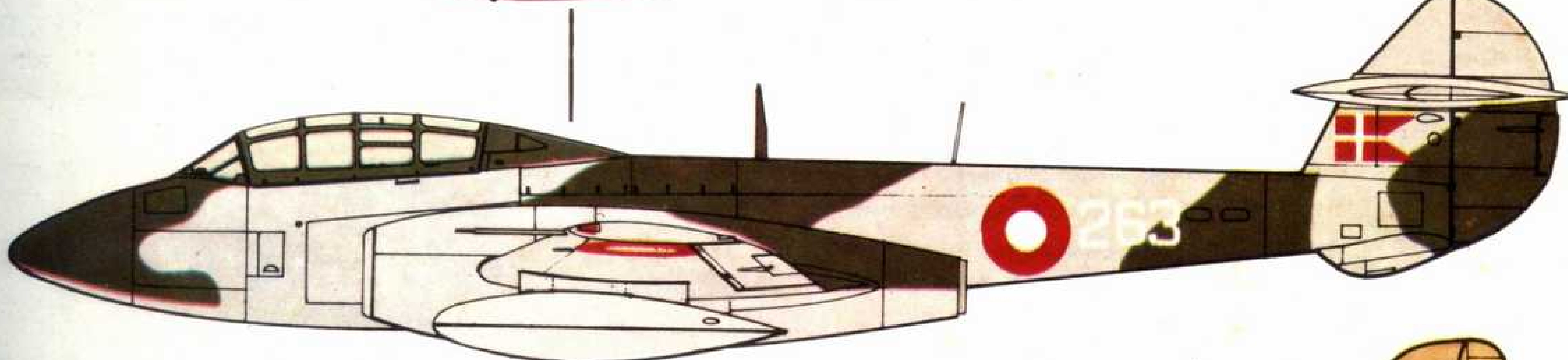




Meteor F.Mk.4 de la Koninklijke Nederlanse Luchtmacht (Real Aviación Militar Holandesa). 65 aviones de este tipo prestaron servicio entre 1948 y 1962 en Holanda, donde versiones más modernas fueron fabricadas en lo sucesivo bajo licencia por la Fokker

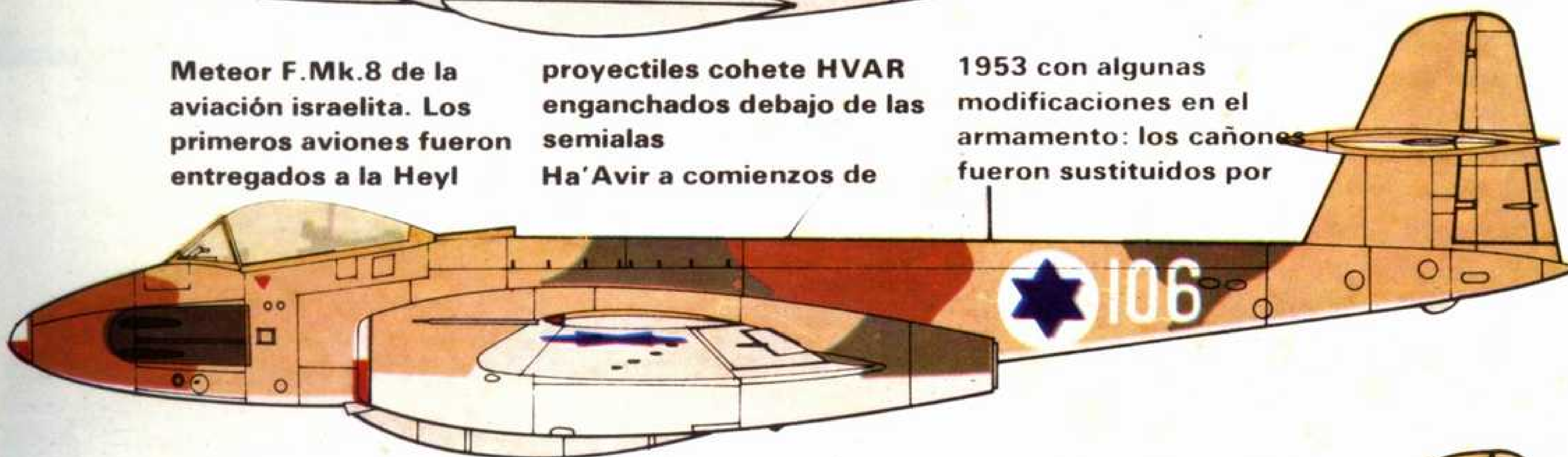
Meteor U.Mk.15 perteneciente al 728 Squadron de la Royal Navy con asiento en Malta. El avión ilustrado había sido fabricado en octubre de 1947 en la versión F.4 y asignado al 38 M.U., en Llandow. En agosto de 1955 fue modificado en U.15 por la W.R.E., en Australia, para tareas de exploración en el cuadro de actividades experimentales



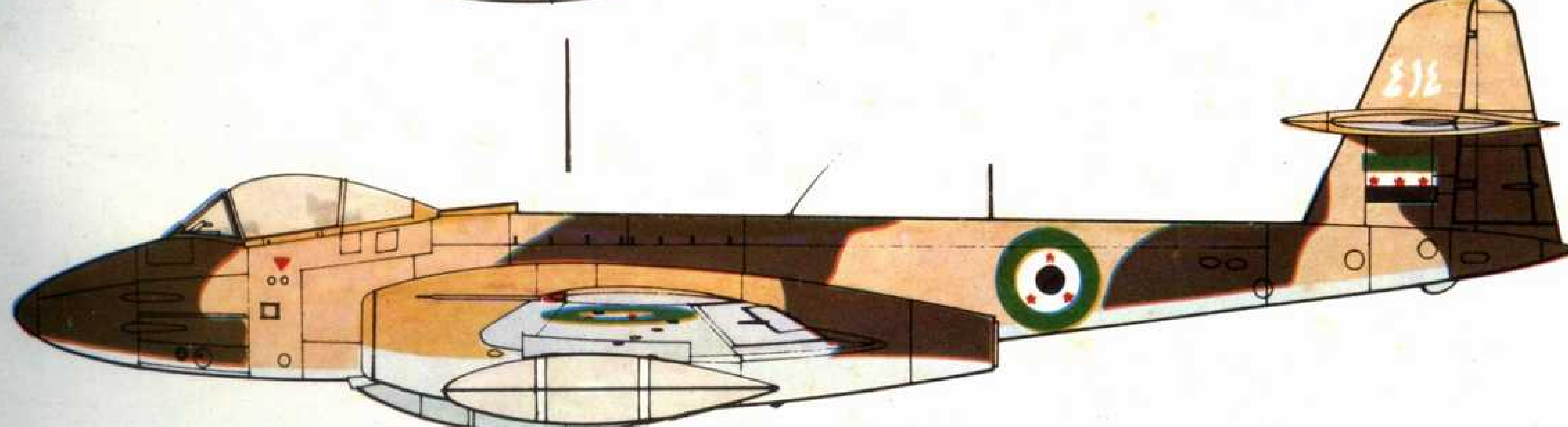


Meteor T.7, versión biplaza derivada del F.4. Se ilustra un avión para el adiestramiento avanzado utilizado por la aviación danesa. La unidad de pertenencia de este avión estaba compuesta por nueve aviones, con los números de serie de 261 a 269

Meteor F.Mk.8 de la aviación israelita. Los primeros aviones fueron entregados a la Heyl Ha'Avir a comienzos de 1953 con algunas modificaciones en el armamento: los cañones fueron sustituidos por proyectiles cohete HVAR enganchados debajo de las semialas



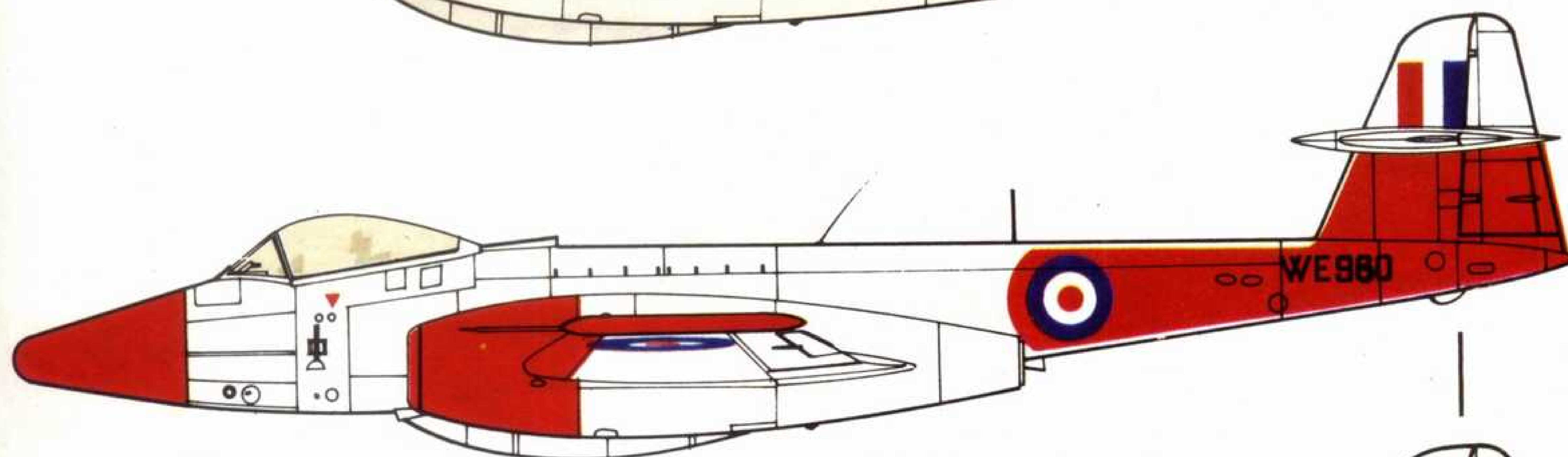
Meteor F.Mk.8 de la aviación siria. Estos aviones fueron ordenados en 1950, pero las entregas fueron interrumpidas en octubre de 1951 por el embargo contra los países de Medio Oriente. En la campaña del Sinaí del otoño de 1956, Meteor sirios combatieron contra aviones israelitas del mismo tipo



Meteor F.Mk.8 del 245 Squadron (como indica la banda con los colores de la unidad) de la RAF. En la trompa está montada la sonda para el reabastecimiento en vuelo. Los F.8 fueron asignados al 245 Squadron en junio de 1950



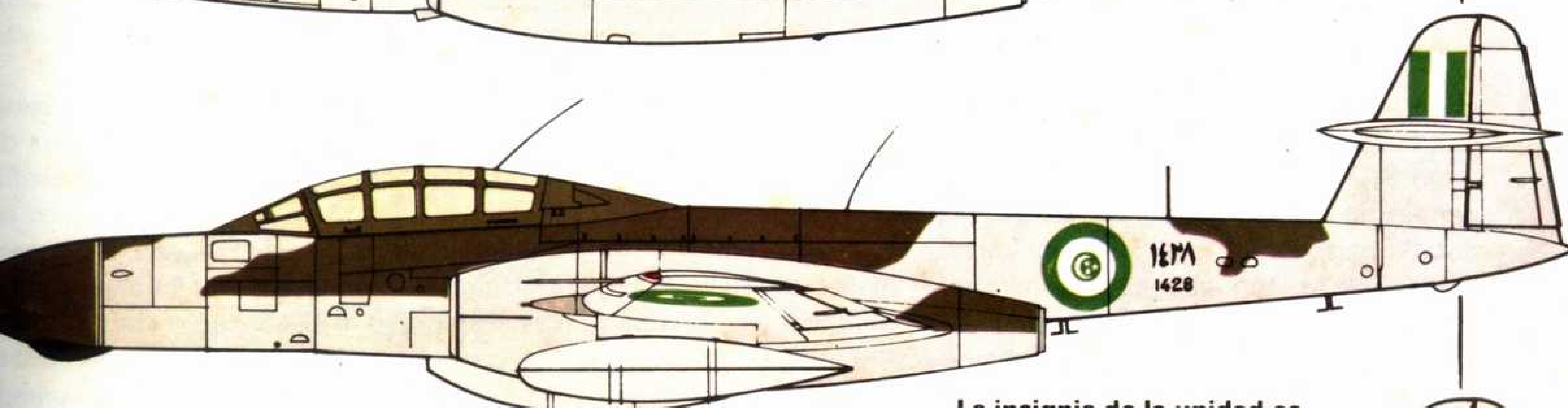
Meteor U.Mk.16 perteneciente al 74 Squadron de la RAAF. Fabricado como F.8, fue modificado en Australia para la observación de los lanzamientos de misiles. Dotado de cámaras fotográficas colocadas en la góndola ventral y en los contenedores en las puntas de las alas, podía cubrir un horizonte de 180°. Los contenedores de las cámaras fotográficas se podían desenganchar y lanzar con paracaídas



Meteor F.R.9 perteneciente a la única unidad de caza de reconocimiento de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Doce aviones de esta versión, ya en servicio en la RAF y luego recorridos, fueron adquiridos por Ecuador en mayo de 1954



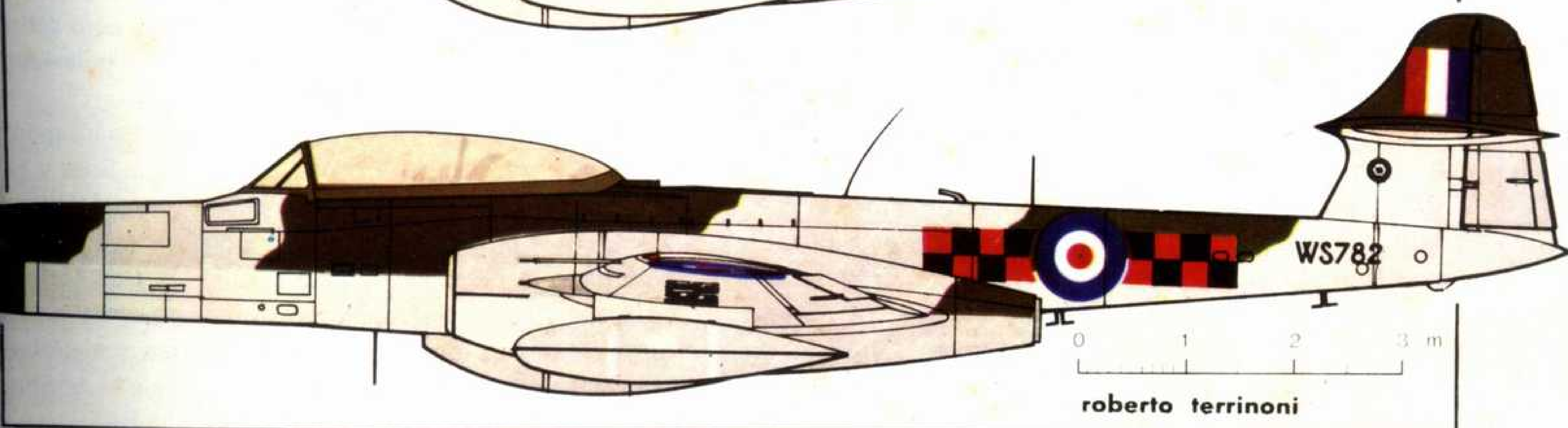
Meteor N.F.13 de la aviación egipcia. Después de pertenecer a la RAF con matrícula WM 326, fue recorrido por la Armstrong Whitworth junto con otros cinco ejemplares del mismo tipo, entregados a Egipto en 1954. El N.F.13 se diferenciaba del N.F.11 sólo por la tropicalización de los motores. Estos aviones participaron en la guerra de 1956, y en 1958 fueron sustituidos por aviones soviéticos más modernos



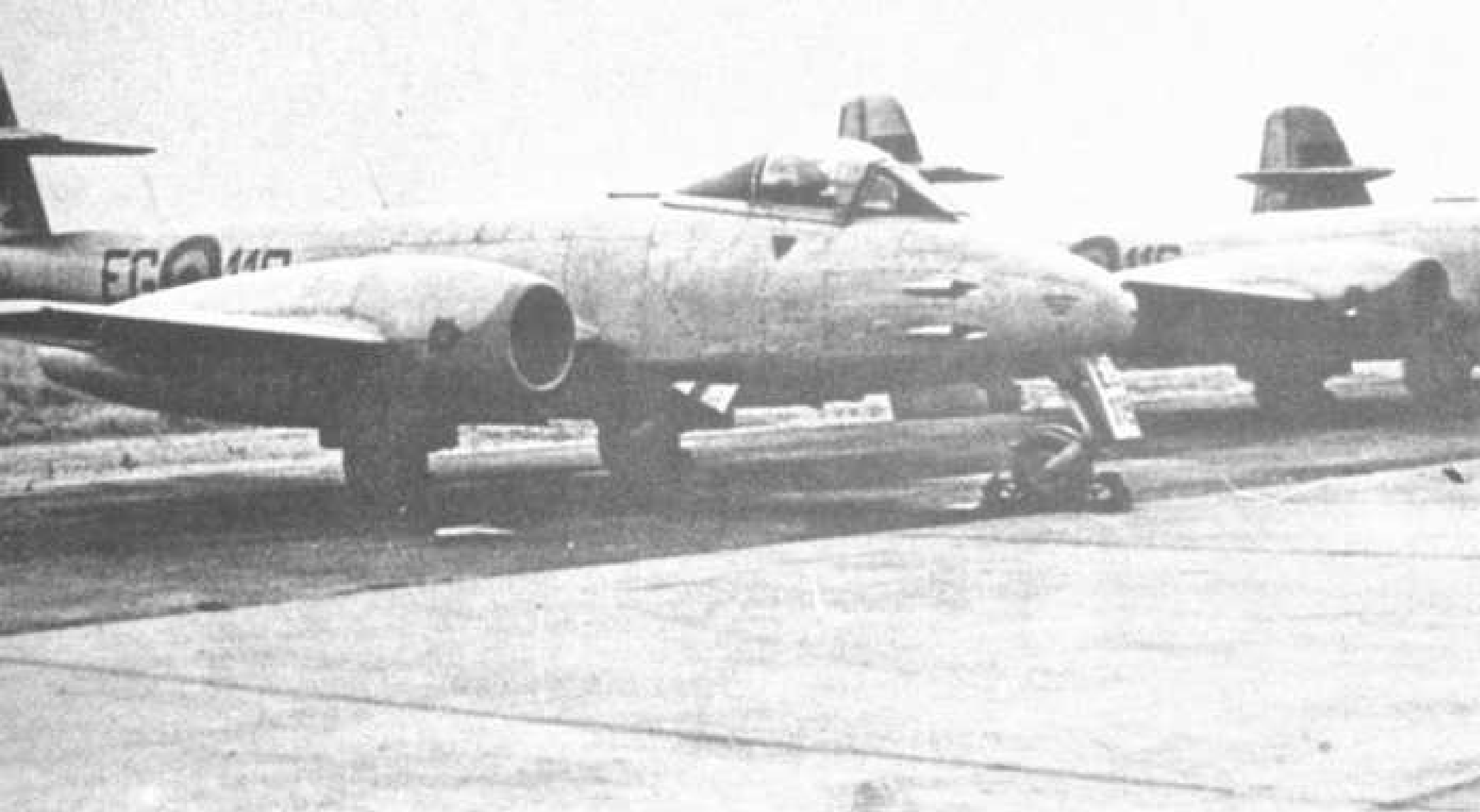
Meteor N.F.12 perteneciente al 25 Squadron de la RAF. Esta unidad, organizada para la caza nocturna desde 1939, recibió los primeros N.F.12 en enero de 1954, sustituyendo a los Vampire. La insignia de la unidad es de color plateada (en la ilustración está representada en blanco por exigencias de impresión)



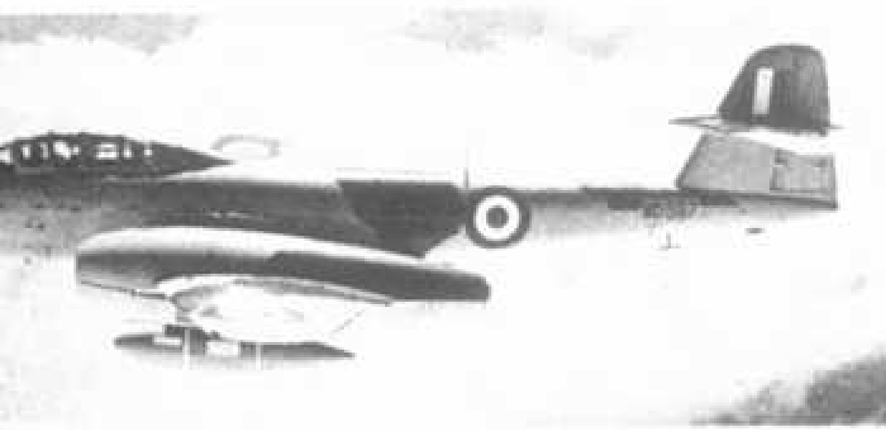
Meteor N.F.14, última versión para la caza nocturna. Fue asignado al 85 Squadron de la RAF en 1954, con base en Church Fenton. El hexágono blanco sobre un disco negro en la deriva era el emblema del Squadron, ya adoptado en la Primera Guerra Mundial, y ahora sumado a la banda escaqueada en rojo y negro, emblema de la unidad en la década de 1920



roberto terrinoni













Aquí arriba, en orden descendente: Meteor F.8 de la patrulla acrobática belga en Fiumicino en 1956. Pertenecían a la serie de 150 ejemplares fabricados por la Fairey sumados a 23 aviones cedidos por la RAF, 67 fabricados con partes de construcción Fokker. Este N.F.12, matrícula WD 597, fue empleado por la Rolls-Royce para las pruebas del motor Derwent 8. Un caza todo-tiempo Armstrong Whitworth "Meteor" N.F.14 con los característicos escaques rojos y negros del 85 Squadron. En 1947 un Meteor Mk.1 había sido empleado para experimentar los turbohélices Rolls-Royce "Trent". Entre las modificaciones experimentales del Meteor, particularmente interesante fue la instalación en el F.R.9 de un reactor R.B.108 de turbosustentación, en el centro del fuselaje. Arriba, a la derecha: el vernissage *del 85 Squadron con los nuevos N.F.11 "todo-tiempo" en West Malling, en febrero de 1952*

de disponer de una versión biplaza del Meteor con fines de adiestramiento y la Gloster propuso entonces la variante T.7. El prototipo de demostración, preparado en tiempo record, despertaba inmediatamente un gran interés y era fabricado en serie para la RAF y la Royal Navy; una cierta cantidad de ejemplares también fue exportada a Holanda, Bélgica, Francia, Egipto, Brasil, Israel y Suecia.

A fines de 1947, el Meteor se hallaba en producción desde hacía más de cuatro años y la célula permanecía prácticamente inalterada: la Gloster decidió entonces actualizarla alargando el fuselaje más de un metro y avanzando otro tanto el compartimiento que alojaba las municiones. En el espacio obtenido de este modo en la trompa, se instalaba un depósito suplementario de 225 litros. La consiguiente inestabilidad originada por el excesivo retroceso del baricentro, que se verificaba cuando el compartimiento de las municiones estaba vacío, fue corregida modificando el empenaje horizontal, del cual se variaron el ángulo, la forma en planta y la superficie, y aumentando el lastre ubicado en la trompa. El primer prototipo del nuevo modelo del Meteor, el F.8, voló el 12 de octubre de 1948: durante más de cinco años, esta variante constituyó uno de los caza de primera línea de la RAF y también fue la única del caza de reacción británico que participó en acciones bélicas después de la Segunda Guerra Mundial. Los ejemplares fabricados fueron nada menos que 1095: además de la RAF y la aviación australiana, el Meteor F.8 fue empleado en Bélgica (150 ejemplares fabricados por la Fairey), Brasil, Dinamarca, Egipto, Holanda (la mayor parte fueron fabricados en forma local por la Fokker), Siria e Israel. Del F.8 se realizó un ejemplar (matrícula WK 935) con un segundo puesto de pilotaje (inclinado) en la trompa, mientras que en el WA 982 se instalaron, en las puntas de ala, dos reactores Rolls-Royce "Soar", para una serie de pruebas en estos turborreactores "consumibles".

Desarrollos directos del F.8 fueron el F.R.9 fabricado en 126 ejemplares (12 de los cuales exportados a Ecuador) y el P.R.10 de reconocimiento fotográfico (58 fabricados).

Del Meteor biplaza, en cambio, derivaron los últimos modelos: el caza todo-tiempo N.F.11, que había sido puesto a punto y fabricado por la Armstrong Whitworth y disponía de radar en la trompa; el Meteor N.F.13, versión tropical del anterior, realizada en 40 unidades; el Meteor N.F.12, también derivado del N.F.11, y su posterior desarrollo N.F.14, última versión operativa del birreactor inglés. Algunos de los últimos ejemplares fueron trasformados para el remolque de blancos y designados T.T.20.

Su empleo

El 12 de julio de 1944, junto con los Spitfire VII del 616 Squadron de la RAF, entraban en línea los primeros Meteor F.1. La unidad empleada en defensa de Londres contra las bombas voladoras V.1 tenía su base en Manston, y el Meteor obtuvo su primera victoria contra el arma alemana el 4 de agosto. En una sola semana, los Meteor del 616 Squadron lograron derribar nada menos que 13 V.1.

En diciembre de 1944, también los Meteor F.3 comenzaban a formar parte de la unidad: la primera misión bélica del F.3 tenía lugar el 16 de abril de 1945 partiendo desde la base holandesa de Nijmegen, donde se había trasladado, entre tanto, el 616 Squadron. La segunda unidad que recibió y empleó los Meteor F.3 fue el 504 Squadron, que llegó a Europa en marzo de 1945.

El Meteor 4 no pudo ser preparado a tiempo para participar en las operaciones de la Segunda Guerra Mundial, pero tuvo su bautismo de fuego en Argentina en la rebelión de 1951 y durante la revolución de 1955.

Importante y sangrienta fue, en cambio, la contribución de los Meteor (los F.8) durante la guerra de Corea con la Royal Australian Air Force. Sustituyendo a los F.51D, los Meteor del 77 Squadron de la RAAF operaron desde la base coreana de Pohang. El birreactor inglés era netamente inferior en cuanto a performances al ruso MiG 15, capaz de desarrollar velocidades próximas a las del sonido y particularmente eficiente en altura. Por lo tanto, en un primer momento a los Meteor se les confió la tarea de escoltar a los bombarderos B-29, evitando encuentros directos con los más veloces MiG, y más tarde, a comienzos de 1952, los F.8 comenzaron misiones de ataque a tierra, revelándose una óptima plataforma de tiro y muy resistentes a los ataques, dada su fuerte construcción.

Al finalizar la guerra en Corea, en julio de 1953, el Squadron 77 podía contar 18872 misiones de Meteor con la pérdida de 32 aparatos; en el activo se hallaban sólo tres MiG 15 derribados, pero sobre todo una enorme cantidad de daños en las instalaciones enemigas.

Tres años más tarde, Meteor F.8 con las insignias egipcias tomaron parte en la campaña de Suez y algunos de éstos permanecieron en servicio hasta 1958, después de haber sido incorporados en 1955 seis biplaza de caza nocturna N.F. 13. Dos Meteor egipcios fueron destruidos en combate en la arriba mencionada campaña de Suez, mientras que, probablemente a un N.F.13 debió adjudicársele el derribamiento de un cuatrirreactor Valiant de la RAF.

CHANCE VOUGHT
F4U "Corsair"



El prototipo del Corsair XF4U-1 (izquierda) efectuó el primer vuelo el 29 de mayo de 1940. El dorso del fuselaje detrás del puesto de pilotaje limitaba bastante la visibilidad posterior (Archivo Bignozzi). Abajo: los primeros F4U-1 fueron empleados por el 124 Squadron de los Marines en Guadalcanal, en febrero de 1943. Los aviones tenían la capota con nervaduras, corrediza hacia atrás, que permitía escasa visibilidad (Archivo Apostolo)

CARACTERÍSTICAS		XF4U-1	F4U-2	XF4U-3	F4U-4	F2G-2	F4U-5	AU-1
Envergadura	m	12,497	12,497	12,497	12,497	12,497	12,497	12,497
Largo	m	9,728	10,160	10,160	10,261	10,382	10,210	10,389
Altura	m	4,750	4,902	4,902	4,496	4,902	4,496	4,521
Superficie alar	m²	29,172	29,172	29,172	29,172	29,172	29,172	29,172
Peso vacío	kg.	3 404	4 159	4 100	4 175	4 649	4 347	4 461
Peso total	kg	4 244	5 192	5 273	5 633	6 054	5 852	8 609
Peso con sobrecarga	kg	4 569	5 948	5 962	6 654	6 995	6 840	8 799
Velocidad máxima	km/h	650	613	663	718	694	743	705
a la altura de	m	—	7 163	9 144	7 986	4 999	9 571	2 896
Velocidad de trepada inicial	m/seg	13,51	15,09	15,19	19,66	22,35	21,49	4,67
Techo práctico	m	10 729	10 333	11 704	12 649	11 826	13 442	5 944
Alcance normal	km	1 722	1 537	1 255	1 617	1 915	1 667	779
Alcance máximo	km	—	2 881	2 301	2 510	3 146	2 465	—
Armamento		3 x 12,7 mm +1 x 7,7 mm	4 x 20 mm	—	6 x 12,7 mm o 4 x 20 mm +cohetes o bombas hasta 907 kg	6 x 12,7 mm +bombas hasta 1 415 kg	4 x 20 mm +cohetes o bombas hasta 907 kg	4 x 20 mm +cohetes o bomba hasta 1 814 kg
Motor Pratt & Whitney		XR-2800-4	R-2800-8	R-2800-16	R-2800-18W	R-4360-4	R-2800-32W	R-2800-83W
Potencia en el decolaje	CV	1 858	2 028	—	2 129	3 042	—	2 332
Potencia máxima en altura	CV	1 480	1 673	2 028	1 977	2 433	2 332	2 839 (1)
a	m	6 553	6 401	9 144	7 102	4 115	7 986	—

(1) potencia máxima en condición de emergencia.

Indudablemente el más brillante caza naval, pero según algunos directamente el mejor en sentido absoluto de todos los caza americanos de la Segunda Guerra Mundial, el "Corsair" permaneció en producción durante casi once años —por un total de 12571 ejemplares fabricados— sobreviviendo a todos los demás caza estadounidenses con motor alternativo; una primacía que se explica sólo con el excepcional potencial de desarrollo ínsito en el proyecto, el hecho de que un avión proyectado en 1938 siguiese siendo válido, ya sea en particulares sectores de empleo, a un cuarto de siglo de ese año.

Durante la Segunda Guerra Mundial, sólo en el Pacífico el Corsair había efectuado 64051 misiones bélicas (de las cuales 9581 cumplidas solamente desde portaaviones) destruyendo 2140 aviones enemigos en combate, contra la pérdida de 189 aviones (más los 349 derribados por la artillería antiaérea y



F4U-1D de una unidad de caza de la U.S. Navy, embarcado en 1945 en el portaaviones Franklin (CV-13). La coloración es aquella estándar de la época para los caza embarcados estadounidenses; el número individual del avión está repetido en los costados del NACA y en los portillos anteriores del tren de aterrizaje. Arriba de la sección interna de los flap**, en el lateral derecho del fuselaje, se observan las tapas de los apoya-pies que servían de escalera, para ingresar a la cabina.**

La variante F4U-1D incorporaba muchas mejoras dictadas por la experiencia bélica, como la nueva capota con techo combado y carente de diafragmas, y los portabombas (desmontables, no ilustrados) debajo de la sección central del ala para bombas y depósitos auxiliares

CHANCE VOUGHT F4U-1D CORSAIR

La Chance Vought fabricó más de 4500 F4U-1 de 02153 a 02736, de 03802 a 03841, de 17392 a 17515, de 17517 a 18191, de 49680 a 50359, de 55784 a 56483) de los cuales 1875 de la variante F4U-1D (matrículas de 50360 a 50659, de 57084 a 57983, de 82178 a 82852) y además, más de 4000 de la correspondiente versión FG-1 fueron fabricados por la Goodyear (matrículas de 12992 a 14685) de los cuales 2458 FG-1D (matrículas de 14686 a 14991, de 67055 a 67254, de 76149 a 76739, de 87788 a 88453 y de 92007 a 92701).
La Brewster fabricó 735 F3A-1 (matrículas de 04515 a 04774, de 08550 a 08797 y de 11067 a 11293)





En orden descendente: un FG-1, versión del F4U-1 fabricada por la Goodyear; sus alas no eran replegables y estaba destinada al empleo desde bases en tierra. El F4U-1A del as Ike Kepford, quien operando desde Nueva Georgia mereció la Distinguished Flying Cross. Obsérvese la capota de nuevo modelo (Archivo Apostolo). Corsair II (designación inglesa del F4U-1) de la Fleet Air Arm. Los aviones tenían las alas acortadas 40 cm para poder ser alojados en los hangares de los pequeños portaaviones. La modificación era efectuada por la Blackburn. El F4U-1D, como cazabombardero, podía llevar dos bombas de 500 kg debajo de las alas (Archivo Coggi). Un F4U-1D provisto de depósito suplementario ventral, aterriza en un aeropuerto recién conquistado en Peleliu, en setiembre de 1944

nada menos que 538 por diferentes causas, índice elocuente de las dificultades de pilotaje del exigente avión). En las fases iniciales de la guerra de Corea, le correspondió al Corsair el 80 por ciento de las misiones de ataque en los primeros meses de operaciones, período en el cual el avión debió enfrentar a los aviones de reacción enemigos; luego continuó las operaciones en Asia con la bandera francesa, bajo la cual continuó combatiendo luego en Argelia y, en 1956, participó en la acción sobre Suez.

Finalizada su producción (las últimas entregas se produjeron en enero de 1953), el avión permaneció en servicio con la marina estadounidense y con la Aéronavale francesa hasta la década de 1960 y, aun después, algunos ejemplares permanecían en actividad en la Argentina, Honduras y San Salvador: estos dos últimos países pudieron emplearlos en operaciones bélicas, en el breve conflicto que los vio enfrentados en 1969.

Su técnica

El Corsair era un monoplano de ala baja, con motor en estrella, empenajes cruciformes de los cuales el vertical se presentaba escalonado hacia adelante respecto del horizontal, y con ala caracterizada por el marcadísimo diedro frontal en W.

El ala del Corsair tenía estructura de un solo larguero en voladizo y su revestimiento, que en la parte posterior del larguero era de tela, en forma limitada a las semialas externas, en las primeras versiones, luego se volvió totalmente metálico, aplicado a la estructura mediante la insólita técnica de la soldadura eléctrica por puntos. En las últimas series, los mismos paneles de las semialas externas, como también los estabilizadores, tuvieron revestimiento de metalita, es decir, paneles *sandwich* de aliación liviana, con una capa de caoba, pino o balsa interpuesta. Con un diedro de más de —20° en la sección central, de planta rectangular y adherida al fuselaje, y de 8° en las semialas externas, moderadamente convergentes y replegables hacia arriba, el ala estaba basada en perfiles biconvexos asimétricos NACA, cuyo espesor variaba entre el 18 por ciento en la raíz y el 9 por ciento en la punta (comportando características de pérdida de velocidad bastante críticas), y su borde de salida estaba ocupado totalmente por los hipersustentadores (divididos en tres secciones por semiala) y por los alerones, estos últimos totalmente de madera en las primeras versiones y, posteriormente, metálicos. En las raíces del borde de ataque estaban dispuestas las tomas para la conducción del aire al carburador y a los radiadores del lubricante y para la refrigeración del aire enviado por el compresor de sobrealimentación.

La línea del fuselaje, extremadamente ahusada, presentaba como única protuberancia la de la cabina, que después de las primeras series había sido levantada para mejorar la visibilidad (sin embargo, siempre algo escasa) del piloto. Con estructura monocasco reforzado de aleación liviana, basado en cuatro largueros principales y muchos larguerillos longitudinales y cuadernas trasversales y revestimiento soldado por puntos, el fuselaje estaba constituido por cuatro secciones principales: la anterior, que se extendía hasta la sección en correspondencia con la intersección con el larguero alar; la central, en la cual estaban dispuestos el puesto de pilotaje y los depósitos principales de combustible; la posterior, en la que estaban instalados los aparatos de radio; y el cono terminal, al cual estaban unidos los empenajes. La intersección entre el ala y el fuselaje, dada la posición más o menos perpendicular de las secciones de las semialas internas respecto de los laterales del fuselaje, tenía un acabado especial, a tal punto que no requería las uniones habituales.

El plano horizontal, de considerable envergadura y alargamiento, estaba constituido por dos semiestabilizadores y por dos semielevadores (intercambiables el derecho con el izquierdo), el vertical, con un ángulo de 2° a la derecha para contrarrestar los efectos de la estela de la hélice, por una deriva de reducida superficie y por un gran timón. Todas las superficies móviles, provistas de picos de compensación y de aletas correctoras y balanceadas dinámicamente, estaban revestidas en tela, y el elevador, así como los alerones, estaba provisto de aletas compensadoras para reducir así, los esfuerzos de pilotaje.

El tren de aterrizaje estaba constituido por los dos parantes anteriores, que se retraían hacia atrás en el vientre del ala, en el cual las ruedas se alojaban de plano, girando durante la retracción en 90° alrededor del eje del parante, y por una rueda de cola orientable, caracterizada por un parante bastante largo, que se retraía hacia atrás en el cono terminal del fuselaje, y al cual estaba unido (en las versiones embarcadas) el gancho de aterrizaje.

El motor del Corsair era el 18 cilindros en doble estrella Pratt & Whitney R-2800 "Twin Wasp", en diferentes versiones de acuerdo con la variación de las series del avión, con compresor centrífugo de dos etapas de sobrealimentación, y que accionaba hélices tripala o cuatripala Hamilton Standard, de considerable diámetro y del tipo de velocidad constante. Solamente en la variante F2G, fabricada por la Goodyear y con capota en forma de gota, se empleó el motor cuatro estrellas P. & W. R-4360 de 28 cilindros.

El equipo de alimentación estaba basado en un depósito autosellante de 857 litros (de los cuales 227 eran de reserva) instalado en el fuselaje, debajo de la cabina, y en dos depósitos dispuestos en el borde de ataque alar (en las series siguientes a la 1D) para 238 litros. El empleo de depósitos ventrales desenganchables podía aumentar la carga de combustible otros 674 litros (que aumentaron a 1317 en el F4U-1D).

El armamento del avión estaba constituido por seis ametralladoras Browning de 12,7 mm instaladas en las semialas externas, con 2350 proyectiles en total que, sin embargo, en varias versiones fueron reemplazadas por cuatro cañones de 20 mm. Soportes subalares le permitían al avión una carga de 1814 kg de bombas y cohetes, o contenedores de napalm.

Los aparatos de a bordo, además de los habituales equipos receptores-trasmisores, en las versiones de caza nocturna comprendían un radar con antena instalada en una góndola perfilada que asomaba del

borde de ataque de la semiala derecha. El piloto disponía de equipo para la inhalación de oxígeno, y estaba alojado en una cabina cubierta por un techo corredizo hacia atrás, y protegido por el vidrio blindado del parabrisas y por blindajes de un peso máximo de 89 kg.

Su evolución

El 1° de febrero de 1938, la U.S. Navy publicó las especificaciones para un nuevo caza embarcado, en el cual las características a las que se les atribuía mayor importancia eran la velocidad y el techo teórico.

De los cuatro proyectos presentados, dos provenían del Engineering Department de la Chance Vought, dirigido por Rex B. Beisel: V.166A, con un motor de los más potentes entonces en producción (el Pratt & Whitney R-1830 "Twin Wasp" de 1200 caballos), y V.166B, para el cual estaba previsto un motor aún en fase de desarrollo, el "Double Wasp" XR-2800-2 de la misma casa, de nada menos que 2000 caballos. Ambos estaban caracterizados por innovaciones estructurales y en las técnicas de construcción, que prometían grandes ganancias en peso y pulido de las superficies; y el segundo, de configuración más convencional, fue el elegido. El 11 de junio se ordenaba un prototipo, XF4U-1, que voló el 29 de mayo siguiente en Stratford, Connecticut, piloteado por Lyman A. Bullard Jr. Las performances parecieron inmediatamente excepcionales (el 1° de octubre, en un vuelo de Stratford a Hartford fue superada por primera vez por un caza americano la velocidad de 400 millas por hora, tocando las 404, o sea, 640 km/h), pero también aparecieron algunos defectos bastante serios, especialmente en materia de estabilidad lateral y de salida de la pérdida de velocidad, cuya eliminación requirió una prolongada labor de puesta a punto. No obstante ello, los pedidos llegaron muy pronto para la primera versión de serie, F4U-1, en la cual estaban incorporadas varias modificaciones dictadas por los informes que llegaban de la guerra en curso en Europa. Se decidió mejorar el armamento, sustituyendo las ametralladoras en el fuselaje (una de 12,7 mm y otra de 7,7 mm) con dos 12,7 mm puestas en las semialas (que ya contenían otras tantas de éstas), dado que la sincronización con la hélice disminuía la cadencia de tiro, y se aumentó la dotación de municiones.

El avión fue ordenado en 584 ejemplares, de los cuales el primero fue entregado el 31 de julio de 1942, pero ya en noviembre de 1941 se había decidido una producción masiva, asociando al respectivo programa a las firmas Brewster y Goodyear, cuyos Corsair llevaron, respectivamente, las siguientes siglas: F3A-1 y FG-1.

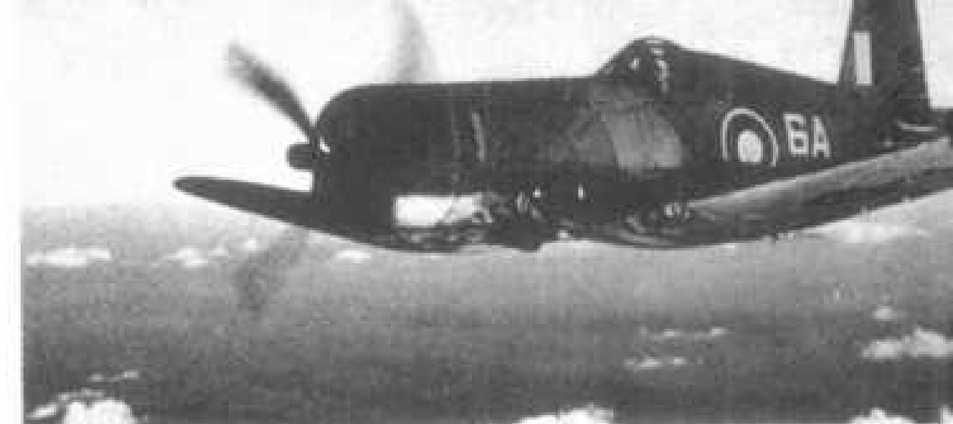
Estos primeros aviones resultaban ligeramente más largos que el prototipo, tenían el techo (desenganchable en caso de emergencia) simplificado y seguido por ventanillas posteriores, la cabina y el depósito principal blindados, alerones más largos (e hipersustentadores más pequeños), modificaciones en el tren de aterrizaje y en el gancho de detención, aparato IFF, y motor R-2800-8 (B) de 2000 caballos en el decolaje; el armamento consistía en cuatro ametralladoras Browning de 12,7 mm, llevado muy pronto a seis con un total de 2350 disparos, y en las semialas se instalaron casi inmediatamente dos depósitos no protegidos, de 235 litros cada uno.

Posteriores modificaciones sufrieron los F4U-1B cedidos a la Fleet Air Arm que, además de las habituales variaciones de detalle para adecuarlos a los estándar ingleses, tuvieron las puntas de alas cortadas aproximadamente 20 cm por parte, para permitir su empleo en los ascensores de los portaaviones británicos.

A estos 95 Corsair I se agregaron 510 Corsair II igualmente modificados: correspondían a la variante F4U-1A realizada en ese ínterin, del 689 Corsair construido. Ésta tenía la cabina levantada 18 cm, y cubierta por un techo combado y ulteriormente simplificado y, además, una rueda de cola con parante más largo y provista de neumático en lugar de rueda maciza. Desde el 862 ejemplar (el 1550 de todos los Corsair fabricados) el motor fue el R-2800-8W con inyección de agua.

Mientras que seguía siendo experimental la capota con forma de gota probada en dos FG-1A, en el verano de 1943 aparecía el F4U-1C, fabricado en 200 ejemplares, con las seis ametralladoras sustituidas con cuatro cañones Hispano M-2 de 20 mm; en abril de 1944 entraba en producción el F4U-1D (1875 ejemplares, más los F3A-1D fabricados por Brewster y 2458 FG-1D de la Goodyear) con estructura más liviana, soportes debajo de la sección central del ala para dos depósitos externos de 605 litros (o bombas de 454 kg) en reemplazo de los depósitos dentro de las semialas, y puntos de soporte debajo de éstas para ocho proyectiles-cohete. La marina británica bautizó Corsair III a sus 430 F3A-1D y Corsair IV a los 977 FG-1D que recibió.

Doce F4U-1 fueron trasformados en caza nocturnos, a cargo de la Naval Aircraft Factory, proveyéndolos de las instalaciones previstas para el prototipo (no concluido) XF4U-2 ordenado en enero de 1942 y en el cual los trabajos habían marchado lentamente, que comprendían una antena de radar en un carenado sobre la semiala derecha (de la cual se había quitado una de las armas) y piloto automático. Algunos otros ejemplares habían sido trasformados en F4U-1P de reconocimiento fotográfico, mientras que una versión de altura, pedida ya en junio de 1941, llegó a su máximo desarrollo sólo en julio de 1943 con la trasformación de tres F4U-1 en XF4U-3, que llevaron turbocompresor de dos etapas (alimentado por una gran toma de aire ventral) aplicado al motor XR-2800-16(C). Otros 13 ejemplares fueron modificados de manera similar por la Goodyear, con la sigla FG-3, siendo utilizados solamente para actividades experimentales. La siguiente versión de serie fue el F4U-4, con motor R-2800-18W con inyección de agua y metanol, potencia máxima de 2489 caballos y con un nuevo carburador de aspiración, cuyas tomas de aire pasaban de la habitual posición en el ala de abajo del carenado del motor. De éste se fabricaron 2356 (más 200 FG-4 de la Goodyear), incluidos 300 de la variante F4U-4C armada con cuatro cañones M-3 de 20 mm con un total de 924 disparos, varios de caza nocturna con el mismo armamento (pocos F4U-4E con radar AN/APS.4,



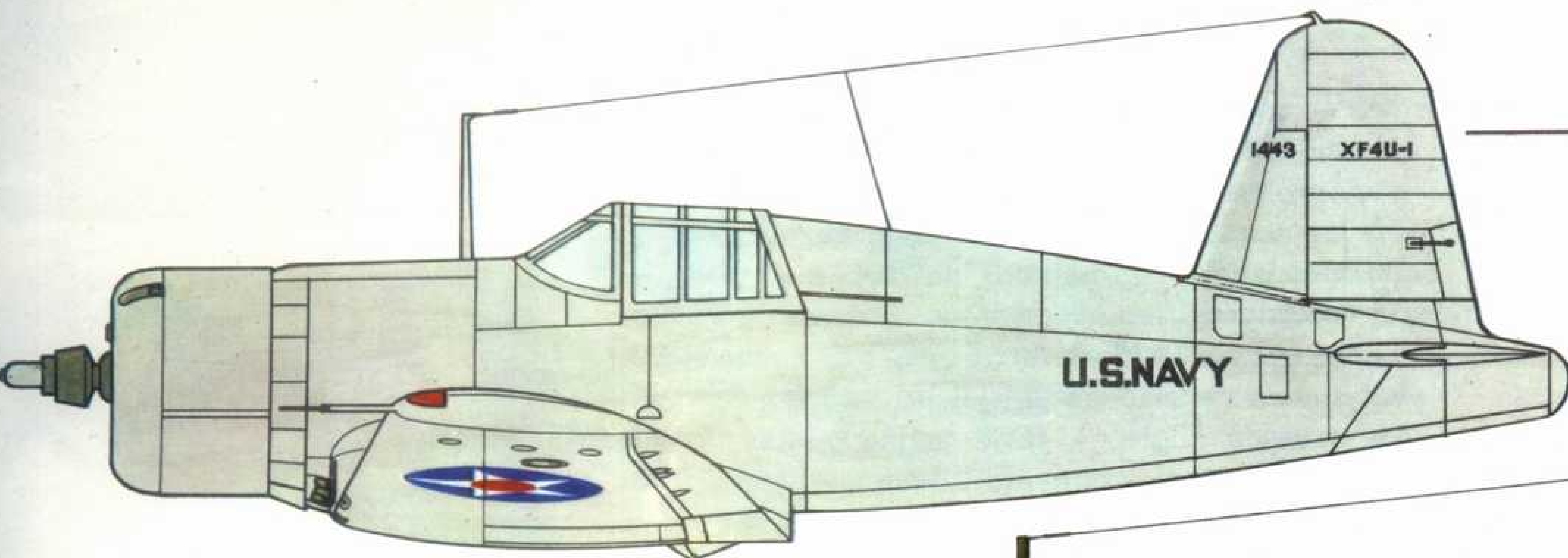




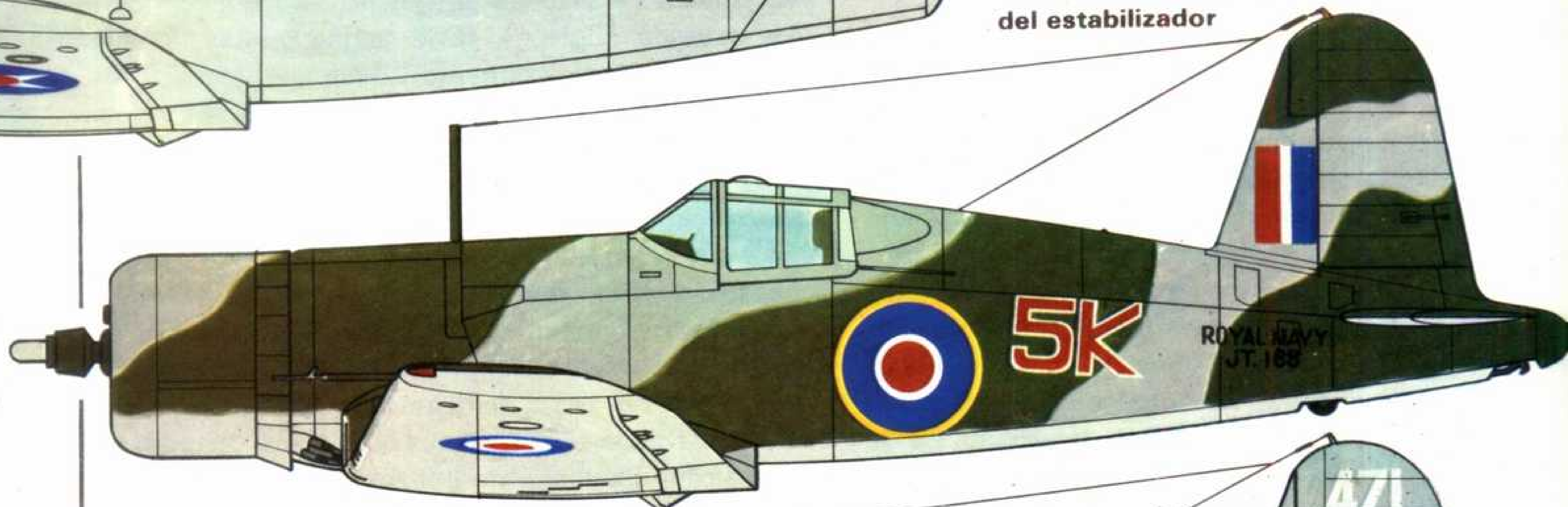




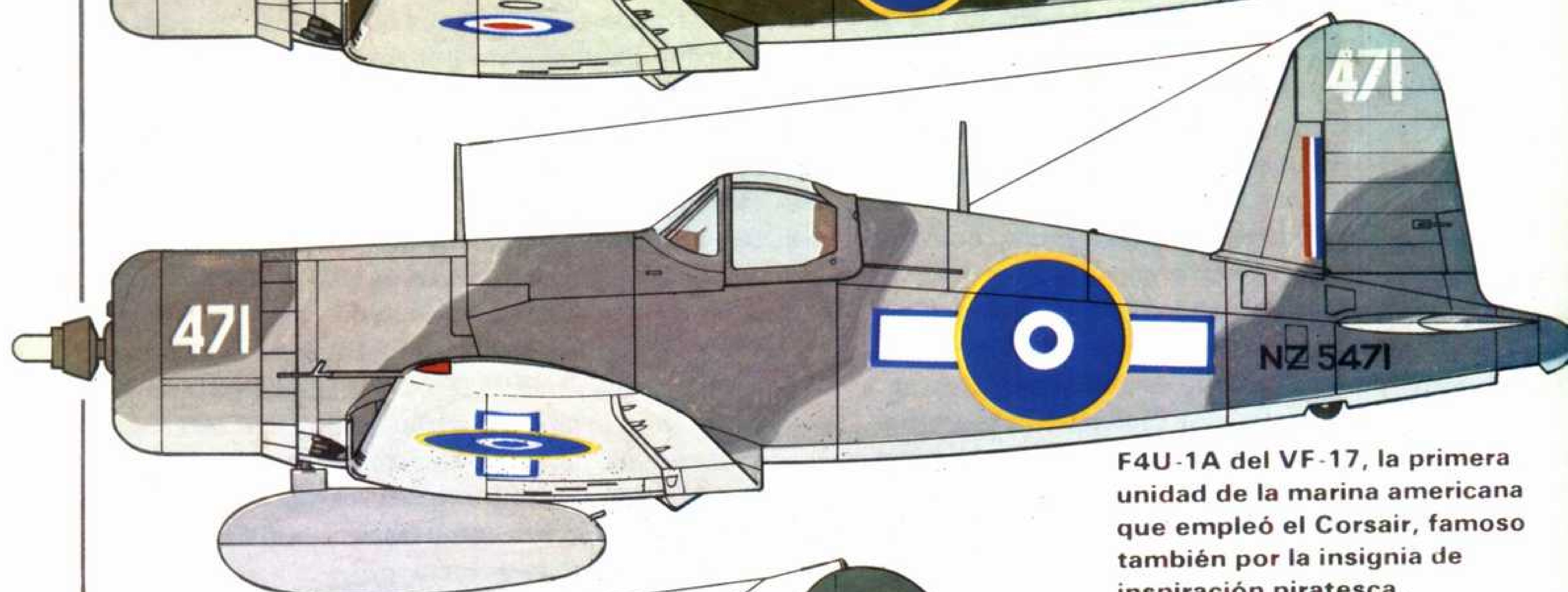
En orden descendente: este Corsair II británico, matrícula JT 228, pertenecía a un bloque de aviones de la versión F4U-1D. El primero de los tres prototipos XF4U-3. Tenía motor Double Wasp con turbocompresor para el empleo en altura y la hélice era cuatripala. Los tres aviones quedaron en la fase experimental. La aviación de marina británica tuvo más de 900 ejemplares del Corsair IV, como eran indicados los Goodyear FG-1D. Todos fueron empleados en el Pacífico. U FG-1D, versión cazabombardero, fabricada por la Goodyear, con las nuevas insignias posbélicas, perteneciente a la Naval Air Reserve Station de Nueva York (Archivo Coggi). El F4U-4 era un ulterior perfeccionamiento de la versión cazabombardero. El motor tenía una potencia aumentada a 2300 caballos, que hacía de éste el caza más veloz de la U.S. Navy. Tenía puntos de soporte para ocho cohetes y para dos bombas de 500 kg, además de las seis 12,7 mm alares



El prototipo XF4U-1, matrícula 1443. Más corto que los modelos de serie, presentaba la cabina con mayor proyección hacia adelante y el techo tenía muchas varillas de refuerzo. Quedaron como características del Corsair el ala en W y la posición retraída del estabilizador

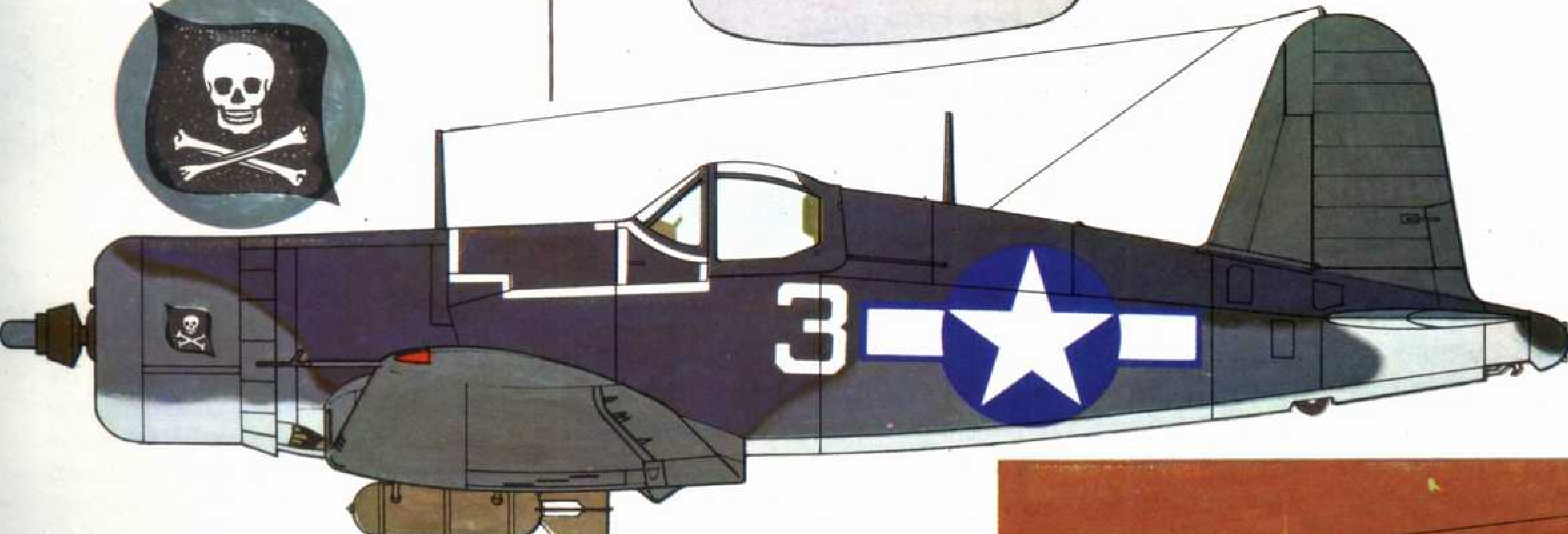


El 69 de los 2012 aviones entregados a la Fleet Air Arm: es un Corsair I (F4U-1B, con las alas acortadas), matrícula inglesa JT168 (antes 18190 en América); presenta la capota provista de burbuja superior para aumentar la visibilidad en el aterrizaje y la eficacia del espejo retrovisor



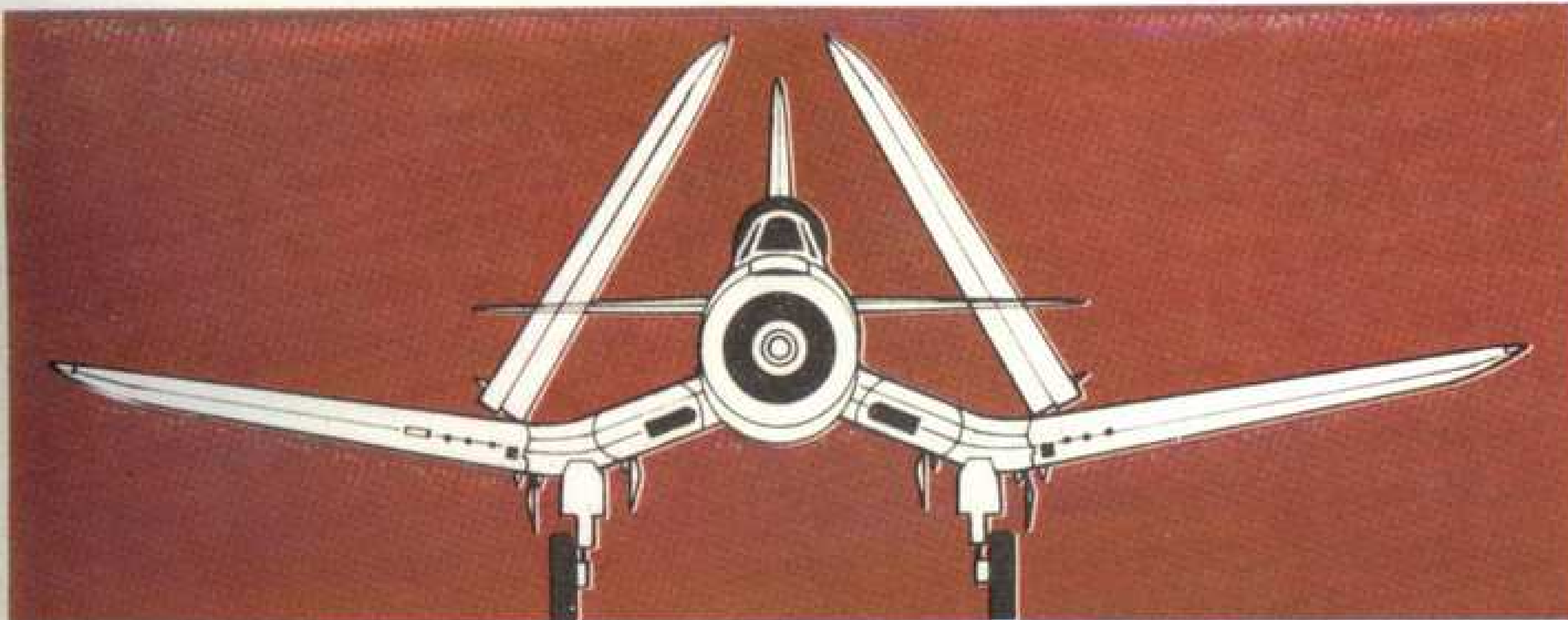
Uno de los 425 Corsair asignados a Nueva Zelanda: es el F4U-1A con matrícula NZ5471, provisto del depósito ventral en duramold. Obsérvese el amarillo alrededor del distintivo, no siempre presente en los aviones de la RNZAF, y el delgadísimo tricolor en la deriva, característico de esa fuerza aérea

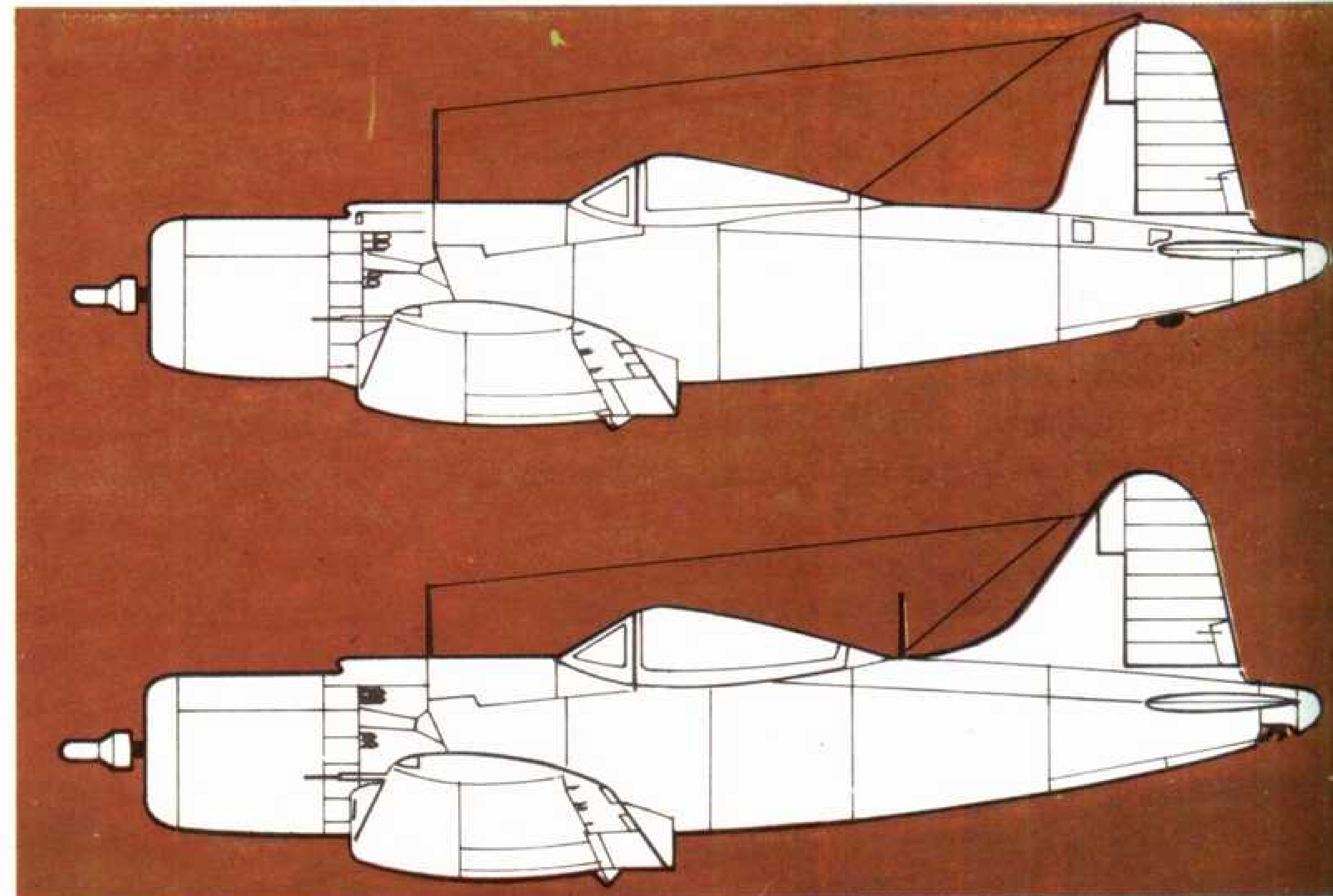


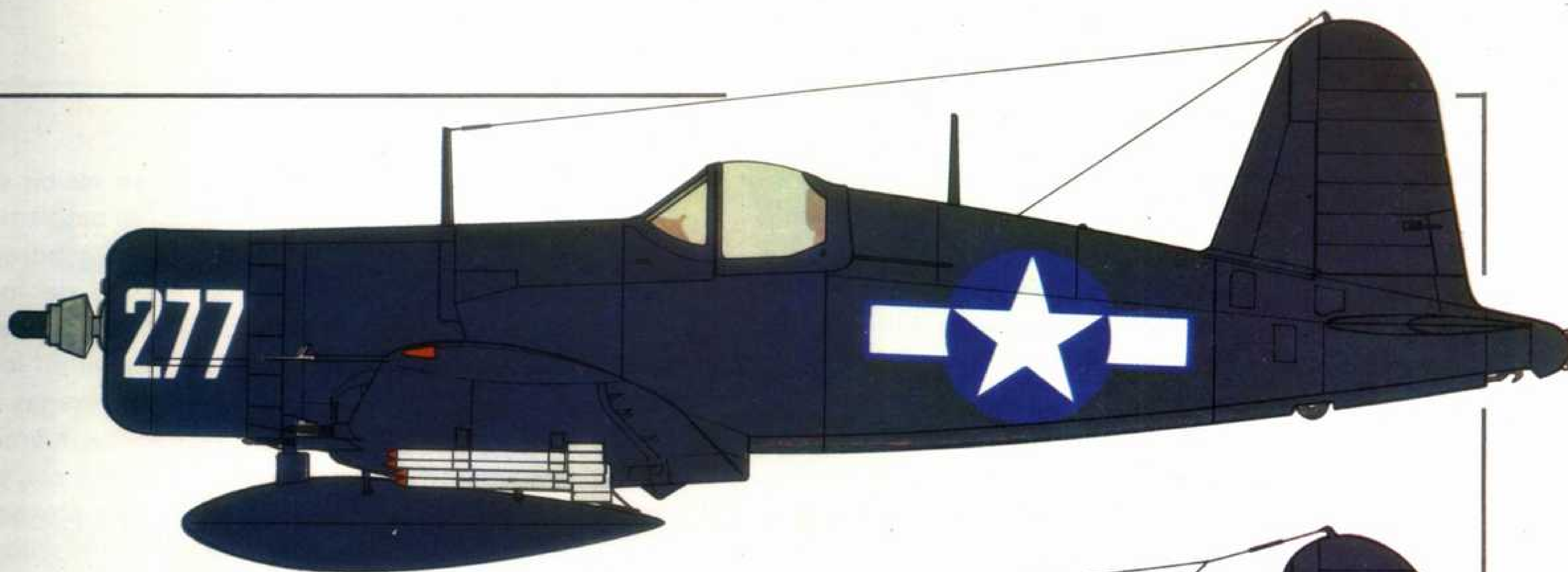


F4U-1A del VF-17, la primera unidad de la marina americana que empleó el Corsair, famoso también por la insignia de inspiración piratesca. El avión se muestra con una bomba de 254 kg enganchada en el portabombas ventral Brewster; obsérvese que, tal como sucedía con frecuencia en los aviones embarcados, el color del vientre de las semialas replegables era el de las superficies superiores, en lugar de aquellas inferiores, como era normal

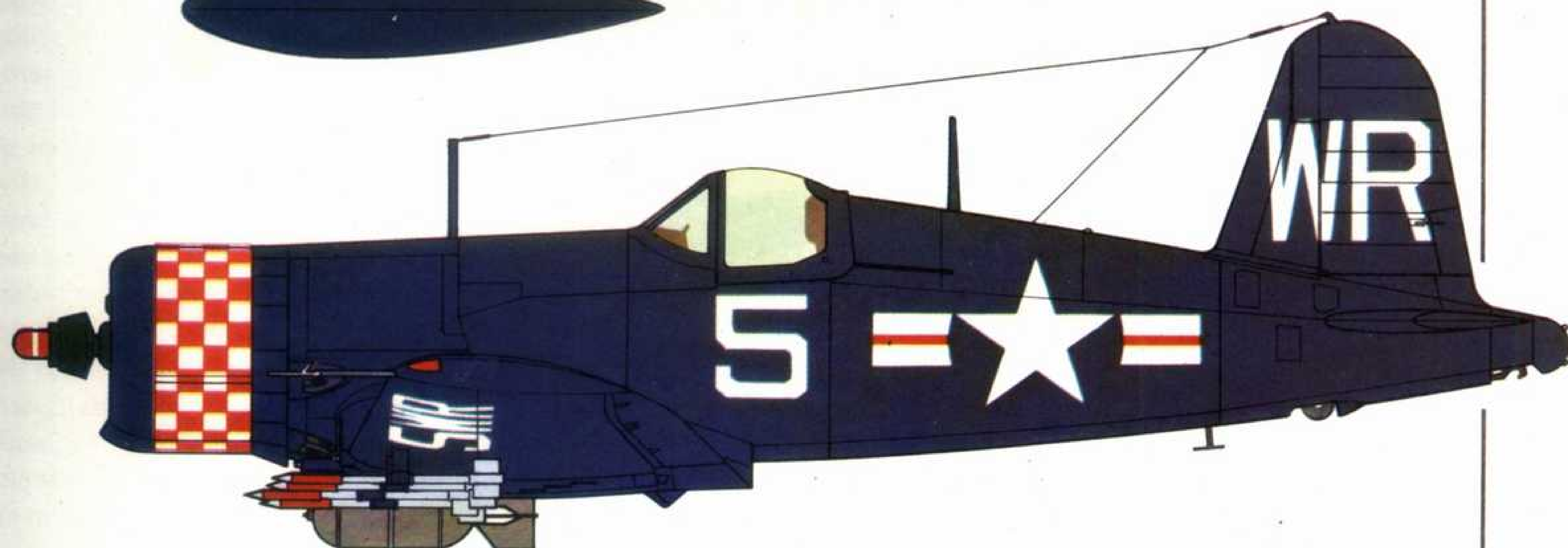
Aquí abajo se ilustra el sistema de replegamiento de las semialas, que permitía reducir la envergadura a 5,18 m.
Al lado: los velocísimos Corsair con motor R-4360 y capota con forma de gota elaborados por la Goodyear, el F2G-1 y el F2G-2, este último se muestra en su primera configuración: el plano de cola vertical volverá luego a la forma habitual



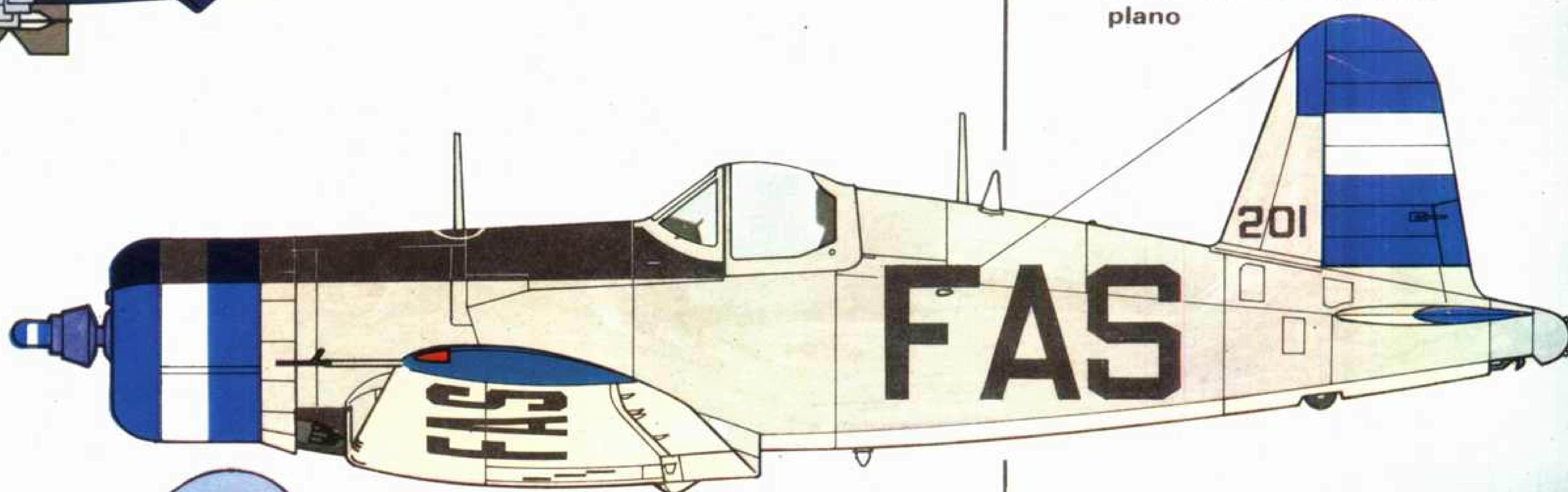




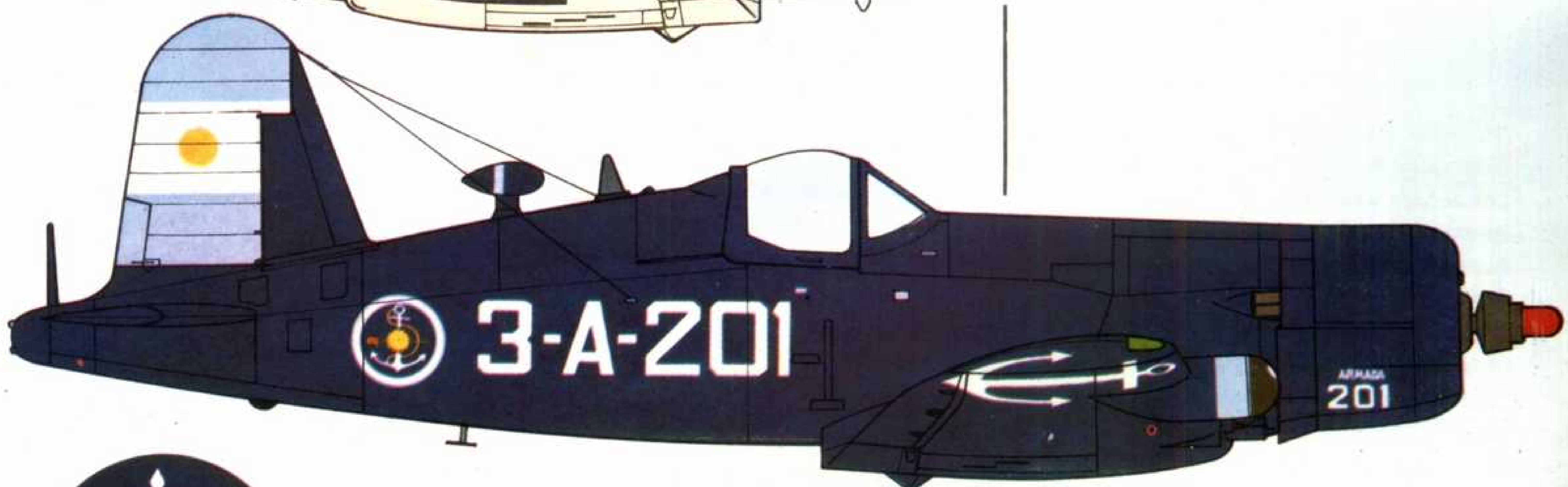
F4U-1C, la primera variante armada con cañones; fue fabricada en 200 unidades, comenzando las operaciones el 7 de abril de 1945 en Okinawa y siendo empleada preferentemente por el Air Group 31 en los portaaviones de escolta Sitkoh Bay y Breton contra los aviones suicidas japoneses. El avión ilustrado, probablemente de la 4a. Wing de los Marines, lleva el depósito ventral



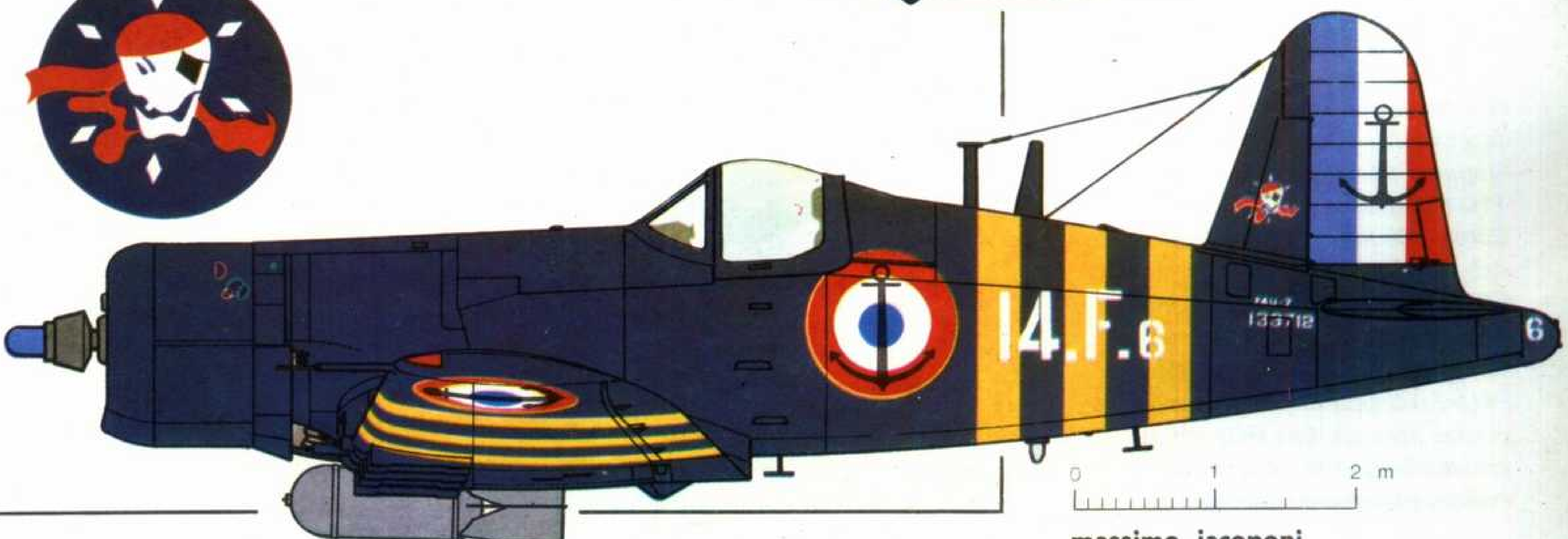
Un F4U-4 provisto de cohetes HVAR, del VMA-312, unidad de ataque de los Marines con el característico emblema de escaques, en Wonsan en 1951. Estaba armado con las 12,7 mm, pero en Corea los Marines utilizaron preferentemente la variante F4U-4B con cañones. El F4U-4 tuvo a partir del 1000 ejemplar una capota más resistente, con parabrisas plano



Entre las primeras provisiones americanas de aviones ''surplus'' a países amigos, figuraron viejos modelos del Corsair como este FG-1D cedido en la década de 1950 a la Fuerza Aérea salvadoreña, que más tarde recibió también algunos F4U-4



F4U-5NL de la 2a. escuadrilla de ataque de la Aviación Naval Argentina, embarcada en el portaaviones Independencia.
La coloración es aquélla inicial heredada de la U.S. Navy, luego sustituida con un color blanco-leche, mientras que también los distintivos nacionales asumían un nuevo diseño. El F4U-5 estaba caracterizado por las tomas de aire en los costados del NACA; la variante ilustrada, de caza nocturna, estaba provista de radomo para el radar de exploración en el borde de ataque de la semiala derecha



F4U-7 de la Flotille 14, embarcada en el Arromanches, de la Aéronavale; el avión lleva las franjas amarillas de identificación colocadas en los aviones franceses empeñados en la operación de Suez de 1956, y se muestra con las dos bombas aplicadas a los pilones debajo de la sección central del ala. En el detalle, el distintivo de la 14/f

massimo jacoponi











En orden descendente: la versión Goodyear F2G-1 había sido concebida esencialmente para las operaciones a baja altura. Para aumentar la visibilidad del piloto, se había adoptado la capota con forma de gota (Archivo Catalanotto). En la posguerra se desarrolló la versión F4U-5. El motor era siempre el R-2800, pero de 2300 caballos, y el armamento había sido llevado definitivamente a cuatro cañones alares de 20 mm. El F4U-5N era la versión de caza nocturna con radar de exploración en la semiala derecha. AU-1 era la versión de ataque a tierra. De ésta se fabricaron 110 ejemplares para el Marine Corps, que los empleó en Corea. El AU-1 podía llevar cuatro bombas de 500 kg. La producción en serie del Corsair terminó en los talleres Vought de Dallas, con noventa F4U-7, versión del AU-1 con motor menos potente. Los F4U-7 fueron empleados por la Aéronavale francesa (Archivo Apostolo)

más una gran cantidad de F4U-4N con el AN/APS.5) y once F4U-4P de reconocimiento fotográfico. Los pocos F4U-4B destinados a Gran Bretaña no fueron entregados, al producirse la finalización de la guerra, y fueron utilizados para experimentos de lanzamiento y dirección de las bombas planeadoras "Bat". La actividad experimental comprendió también la instalación de un turborreactor Westinghouse 19A debajo del fuselaje de un FG-1, en 1943, y las pruebas de dos hélices tripala contrarrotativas, en uno de los cinco XF4U-4, en 1945.

Para contrarrestar la amenaza de los Kamikaze, en 1944 se pidió a la Goodyear que desarrollara una versión particularmente apta para las operaciones a baja altura; se eligió el nuevo motor Pratt & Whitney R4360 de 28 cilindros y de 3650 caballos con inyección de agua. De ello resultó el XF2G-1, bastante diferente de la célula de F4U-1 que había sido utilizada para probar el enorme motor, pero aun más elaborados (entre otras cosas, presentaban la capota con forma de gota) fueron los cinco F2G-1 realizados, por un pedido de 518; también cinco (de diez pedidos) fueron los F2G-2, edición para portaaviones (identificable por el timón más alto) del avión de interceptación destinado a los Marines. Además de estas versiones especializadas, durante la guerra se desarrolló también un Corsair para empleo múltiple que pudiese oponerse de modo aun más eficaz a los nuevos caza nipones, también de altura; el prototipo XF4U-5, sin embargo, no estuvo listo sino hasta después de finalizado el conflicto, volando el 21 de diciembre de 1945. Llevaba un motor R-2800-32 (E) con doble compresor (las tomas de aire para este último estaban colocadas en los costados del carenado del motor), y disponía de comandos automáticos para el radiador de aceite, las persianas de la NACA, los ventiladores de los compresores, los portillos de los interrefrigeradores, la potencia en combate; tenía rueda de cola totalmente ocultable, calefacción para las armas y el tubo de Pitot, y el motor inclinado unos dos grados hacia abajo para mejorar la visibilidad, mientras que debajo del ala podían ser aplicados hasta diez cohetes HVAR u otras tantas bombas de 127 kg, o bien dos misiles "Tiny Tim". Entre 1947 y 1948, la marina recibió 223 de estos caza, más 315 F4U-5N y 30 F4U-5P; en 1950, 101 aviones fueron adaptados a las operaciones en climas árticos, con la sigla F4U-5L.

La producción, por un total de 568 ejemplares, terminó en el otoño de 1951; pero las exigencias de la guerra en Corea hicieron que ésta fuera reanudada con el F4U-6 que, siendo especializado en el ataque a tierra, tomó la nueva sigla AU-1. Fabricado en 110 ejemplares, tenía un R-2800-83W con compresor de una etapa, blindaje extendido al vientre del fuselaje, cuatro cañones M-3/T41 con una cadencia de tiro de 720 disparos por minuto y una mira de tiro giroscópica Mk.6 Type 0, proyectada expresamente para el nuevo Corsair. Esencialmente similar, pero además apto para el combate aéreo, fue el F4U-7, fabricado en 90 ejemplares para la marina francesa, con motor R-2800-43W, cuyo carenado comprendía una gran toma de aire inferior similar a la del F4U-4; con esta versión, la producción del Corsair terminó en diciembre de 1952.

Su empleo

Si bien la U.S. Navy fue la primera en recibir el Corsair, la aviación de los Marines le dio su bautismo de fuego: el 13 de febrero de 1943, el Squadron VMF-124 efectuó una misión de escolta de los PB4Y (Liberator navales) que atacaban Bougainville. Dadas las dificultades de empleo del Corsair en los portaaviones, se le dio la prioridad de las entregas a los Marines, cuyas unidades en el Pacífico fueron equipadas todas en el término de seis meses, con el nuevo caza. La marina inglesa (que llegó a proveer de éstos a 19 Squadrons) fue la primera que utilizó los Corsair en los portaaviones (los del Squadron 1834 embarcado en el Victorious, que el 3 de abril de 1944 escoltaron a los aviones torpederos en un ataque al Tirpitz en Noruega); en los Estados Unidos, sin embargo, se consideró durante mucho tiempo que el avión era demasiado "difícil" para un normal empleo embarcado, y las entregas a las unidades operativas comenzaron en setiembre de 1943, proveyendo de ellos a un Squadron con base en tierra firme. El primer aterrizaje en acciones de guerra fue casual, cuando los aviones del VF-17, habiendo agotado el combustible en una misión de escolta sobre Rabaul en noviembre de 1943, se posaron sin accidentes sobre el Essex y el Bunker Hill; sólo en enero de 1945 los Corsair comenzaron a operar inclusive desde los portaaviones americanos.

En el Pacífico, contribuyeron enormemente a establecer la supremacía de los Aliados, militando tanto en las unidades americanas como en las británicas (recordemos, entre éstas, al 1841 Squadron del cual un piloto, el teniente canadiense R.H. Gray, hundió un cazatorpedero, y las incursiones en el área de Tokio), que también desarrollaron una intensa actividad en el Atlántico y en el Océano Índico, y neocelandesas (la RNZAF había recibido 425 Corsair); la fama del avión está ligada particularmente a las operaciones en las Salomón, Guadalcanal, Okinawa; menos conocida, dado que fue mantenida escrupulosamente en secreto durante la guerra, la actividad de caza nocturna de los F4U-2, por parte del VNF-75 que operaba desde tierra firme en Munda (Nueva Georgia) y del VNF-101 embarcado en el Essex y que operó también desde el Intrepid y el Hornet. Entre los pilotos que más se distinguieron, podemos recordar al capitán Joe Foss, los mayores Ken Walsh y Marion Carl, el comandante Thomas Blackburn, los tenientes Ike Kepford y Bob Hanson, el pintoresco mayor "Pappy" Boyington de los Marines, el comodoro W.J. Widhelm de la caza nocturna.

Los AU-1 y F4U-5 (también de la versión nocturna F4U-5N) actuaron intensamente en las siguientes operaciones en Corea, con los Marines —tanto con base en tierra como en las naves Sicily, Bandoeng Strait, Bataan y Bairoko—, a los cuales se les debe también el derribamiento de un Mig-15 por obra del capitán J.G. Folmar, y con la U.S. Navy, que empleó allí las unidades de once portaaviones. En Indochina, la Aéronavale francesa operó con una cierta cantidad de AU-1 (que después de Dien Bien Phu pasaron al territorio metropolitano) y luego con 94 F4U-7 asignados a las Flottilles 12, 14, 15 y 17 y parte de la 10/S, que los utilizó hasta 1964.

LOCKHEED P-80
''Shooting Star''



El octavo ejemplar de la preserie experimental de trece YP-80A (izquierda).
Abajo, en ese orden: el primer XP-80A (matrícula 44-83021), comenzó sus vuelos el 10 de junio de 1944.
El empleo de los depósitos suplementarios se volvió habitual en la primera serie P-80A



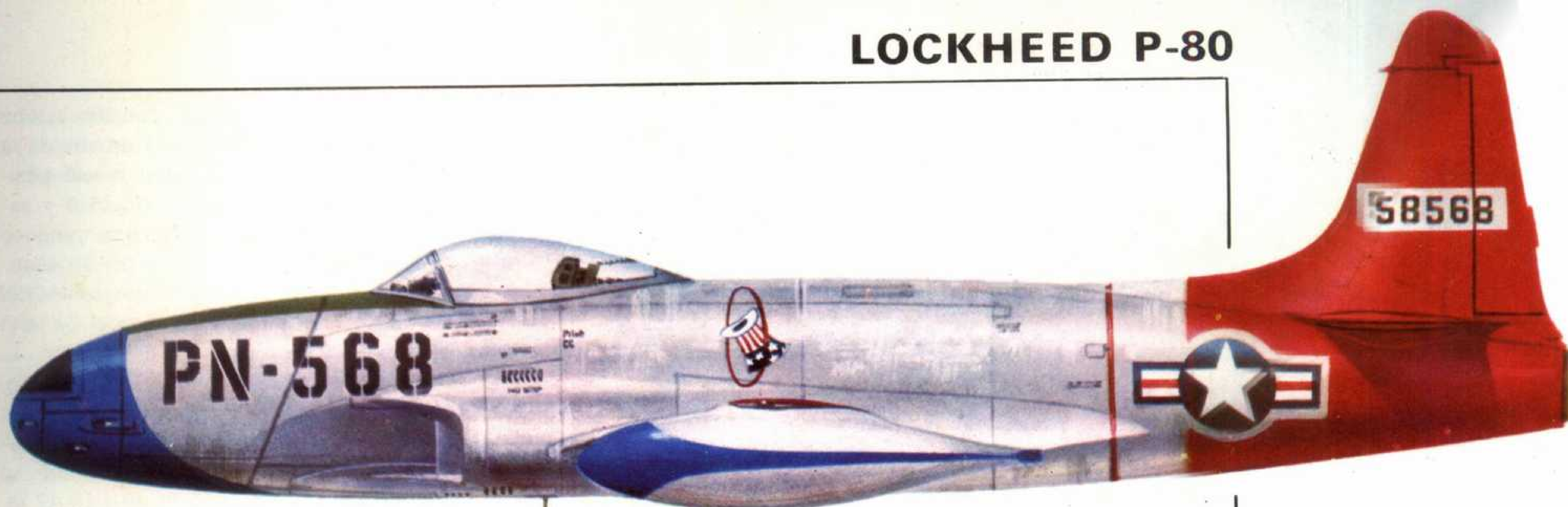


CARACTERÍSTICAS		XP-80A	HP-80A	P-80A	P-80B	P-80C	T-33A	T2V-1
Envergadura	m	11,278	11,887	12,167	12,167	12,167	11,849	13,056
Largo total	m	10,008	10,515	10,515	10,515	10,515	11,506	11,747
Altura	m	3,124	3,454	3,454	3,454	3,454	3,454	4,064
Superficie alar	m²	22,297	22,111	22,111	22,111	22,111	22,111	22,297
Peso vacío	kg	2 852	3 277	3 592	3 709	3 738	3 668	5 428
Peso total	kg	4 044	4 354	5 307	5 432	6 956	5 428	7 167
Peso con sobrecarga	kg	—	6 237	6 577	7 257	7 645	—	7 620
Empuje máximo a cota 0	kg	1 116	1 814	1 814	2 041(3)	2 086 2 449(3)	2 086	2 767
Velocidad máxima	km/h	808	890	898	929	933(4)	874	933
a la altura de	m	6 242	1 737	0	1 829	2 134	7 620	10 668
Velocidad de crucero	km/h	—	660	660	621	706(4)	—	—
Velocidad de trepada inicial	m/seg	—	—	23,27	32,89	34,90(4)	—	32,16
Trepada a la altura de	m	914 3 048	6 096	—	—	—	7 620	—
en el tiempo de		1' 3'42''	4'36''	—	—	—	6'30''	—
Techo práctico	m	12 497	14 782	13 716	12 217	13 031(4)	14 478	12 192
Alcance	km	—	901(1) 1931(2)	869(1) 2 317(2)	1 977	2 221	3h 7'(5)	—
Armamento		—	6 x 12,7 mm	6 x 12,7 mm	6 x 12,7 mm	6 x 12,7 mm +10 cohetes o dos bombas de 454 kg	2 x 12,7 mm	—
Motor tipo		De Havilland H-1B	General Electric J33	Allison J33-A-11	Allison J33-A-21	Allison J33-A-23	Allison J33-A-35	Allison J-33-A-24

(1) Normal; (2) máxima; (3) empuje de emergencia; (4) con un peso operativo de 5 593 kg; (5) autonomia.



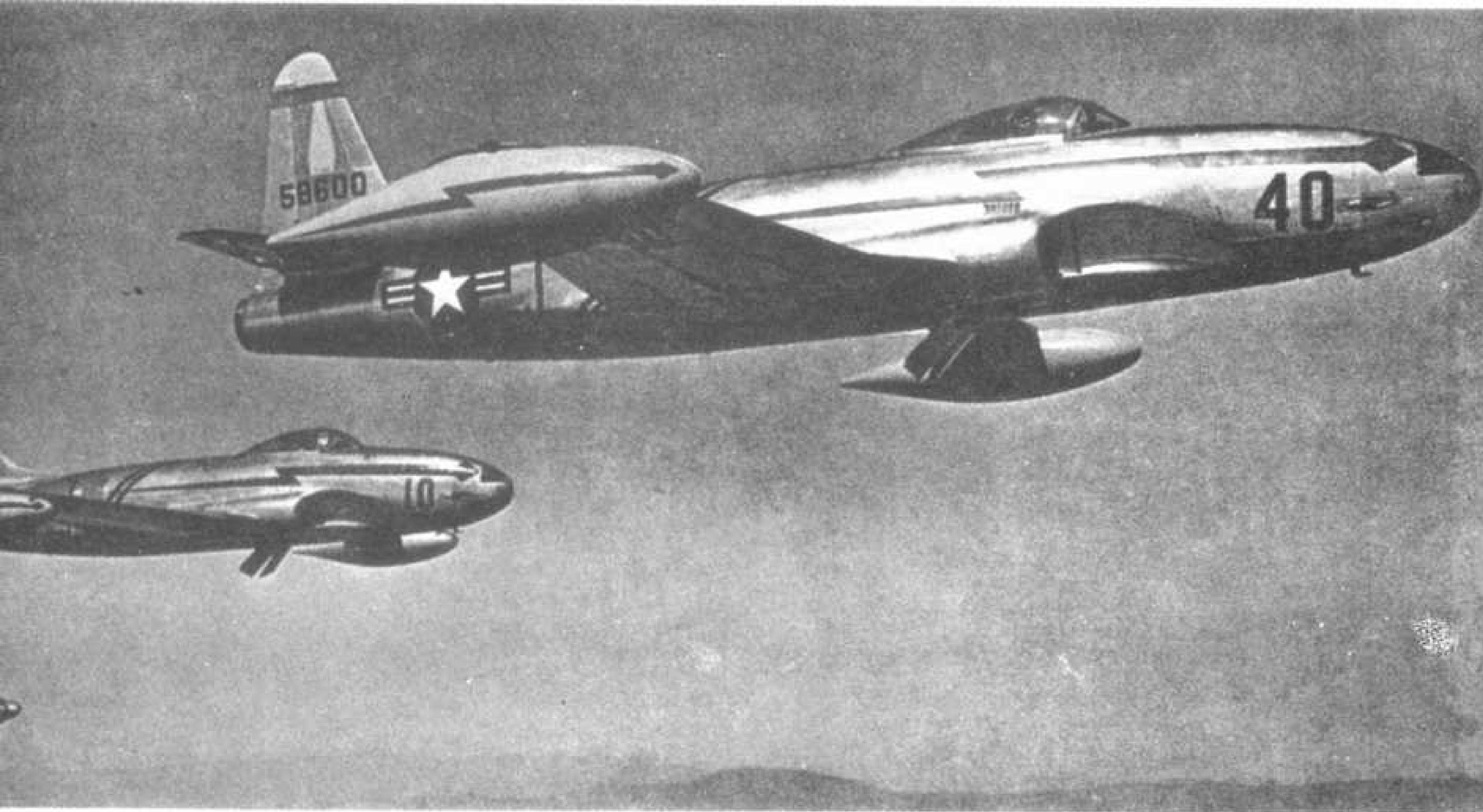
En 1947 surge la primera unidad operativa de aviones de reacción con base, para el adiestramiento, en las regiones árticas y en Alaska, exactamente, cerca de la base Ladd. Se trataba del 94 Fighter Squadron de la USAF, unidad famosa desde la Primera Guerra Mundial, que desde entonces conservaba el emblema ''Hat in the Ring''. Los aviones pasaron luego al 65 F.S., en la misma zona



Todos los Shooting Star (25) que tomaron parte en este ciclo operativo exhibían la misma coloración del P-80B ilustrado (PN-568), la cual tenía funciones lógicamente antimiméticas

0 1 2 3 m

pino dell'orco









En orden descendente: formación de P-80B (obsérvense los frenos aéreos abiertos) del 36 Fighter Group, trasladándose desde California a la nueva base cerca del Canal de Panamá, con un vuelo de aproximadamente 6000 km (Archivo Bignozzi). Tomado durante la 50000a. misión aérea americana en Corea, el F-80C del teniente Guibor del 8° Fighter Bomber Wing (Archivo Falessi). El P-80A matrícula 44-83024 fue trasformado en el XF-14, sustituyendo el armamento con una batería de cámaras fotográficas (Archivo Bignozzi). La edición de serie para reconocimiento fotográfico fue siglada FP-80 y luego RF-80. En la fotografía, un ejemplar de la versión RF-80C en la base turca de Eskisehir (Archivo Bignozzi)

En la mañana del 18 de junio de 1943, el joven proyectista de la Lockheed, Clarence L. "Kelly" Johnson, subía corriendo las escaleras que llevaban a la oficina del presidente de la sociedad, Robert Gross; con éste se hallaba también Hall Hibbard, director del servicio de estudios de la gran industria californiana. "Wright Field nos ha pedido que presentemos una propuesta para un avión de reacción con un motor inglés" —dijo excitado Johnson— "hice algunos cálculos y pienso que podríamos lograrlo en 180 días. ¿Qué piensa de esto?" Los dos, a pesar de que sabían el riesgo que debían afrontar y el hecho de que se pondría en juego el prestigio de la empresa (quizá, ninguna otra firma habría intentado realizar un aparato totalmente nuevo y en verdad revolucionario en menos de un año), finalmente depositaron la confianza en la capacidad de Johnson y de su grupo de técnicos. Cinco días más tarde, la Lockheed recibía la carta de intención para aquel que se convertiría en el primer caza de reacción operativo americano.

El estudio preliminar del P-80 había comenzado en 1941, pero sólo el 23 de junio de 1943 (después de la carta de intención) la Lockheed comenzaba la definición del proyecto de acuerdo con la especificación de la USAAF. Johnson junto con sus asistentes E.D. Palmer, W.P. Ralston, A.M. Viereck y L.F. Halt, 23 dibujantes y técnicos y 105 operarios se pusieron a trabajar y lograron completar en un mes solamente, sobre la base de 700 diseños, un prototipo completo del avión. El 22 de julio comenzaba la construcción del prototipo XP-80 denominado "Lulu-Belle": aún no estaba el motor e inclusive en la fase de montaje se debió confiar solamente en sus diseños, tanto es así que, siete días antes de finalizar la célula, cuando llegó el turborreactor De Havilland H-1B (el futuro Goblin), proyectado por Frank "Halford", se debieron aportar necesariamente modificaciones. A comienzos de noviembre, el XP-80 era trasladado a la base de Muroc para las primeras pruebas en tierra. Al comienzo, el funcionamiento del motor fue decepcionante, debido a que parte del conjunto de paletas del compresor cedió por la ingestión de piezas en los conductos de toma de aire, que fueron prácticamente aspirados durante las pruebas, y el desperfecto, no reparable inmediatamente por falta de repuestos, llevó a un considerable retraso en el primer vuelo, que tuvo lugar sólo el 8 de enero de 1944.

En los comandos del avión de reacción estaba Milo Burcham, Jefe de los pilotos de prueba de la Lockheed: lamentablemente, el avión reveló pésimas características de pérdida de velocidad y esfuerzos sobre los controles; por otra parte, tampoco el motor original inglés estaría disponible en cantidad suficiente para una serie, y los responsables del Estado Mayor propusieron la adopción del General Electric I-40 (una reelaboración del motor de Whittle) que suministraba un empuje de 1800 kg, es decir, más del 60 por ciento superior al del inglés Goblin. Sin embargo, para montar el motor americano fue necesario proyectar otra vez totalmente el avión: el fuselaje fue alargado de 9,90 m a 10,42 m, las tomas de aire modificadas y el peso total aumentó inclusive el 25 por ciento, requiriendo la adopción de una nueva ala de mayor alargamiento (la envergadura aumentó de 11,21 m a 11,72 m), para poder conservar la misma carga alar del XP-80 original.

Su técnica

El Lockheed F-80 "Shooting Star" (así denominado después de que los caza de la USAF, en junio de 1948, fueran indicados con la F, de "Fighter", en lugar de la anterior P, de "Pursuit") era un monorreactor monoplaza de ala baja, con empenajes cruciformes, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y tomas de aire en los laterales del fuselaje, en las raíces del borde de ataque de las semialas.

El ala del F-80, basada en perfiles laminares NACA 63-213, con 1°30' de alabeo y con diedro frontal de 3°30', era un único elemento estructural basado en dos largueros con sección en doble T (el anterior al 20 por ciento de las cuerdas y el posterior perpendicular al eje del avión, al 52 por ciento) que, juntamente con el revestimiento dorsal y el ventral, constituían su cajón resistente. Aproximadamente a la altura de la sección en correspondencia con la articulación de los parantes posteriores del tren de aterrizaje, el borde de ataque presentaba un marcado codo, que llevaba la flecha, de 9°30' a aproximadamente 30° en las secciones más próximas al fuselaje. El borde de salida, en cambio, estaba ocupado por los alerones, considerablemente alargados y cuyo comando comprendía también accionadores hidráulicos para reducir los esfuerzos de pilotaje, y por los hipersustentadores de intradós, accionados eléctricamente y cuyos extremos internos se extendían debajo del fuselaje. Debajo de éste, a la altura de la intersección del borde de ataque, estaban articulados los dos frenos aéreos.

El fuselaje, con estructura monocasco reforzado de aleación liviana, estaba dividido en tres elementos principales: la trompa, con las instalaciones de armamento, los aparatos de radio y el tren de aterrizaje anterior; la sección central, que desde la cuaderna que delimitaba en la parte anterior la cabina presurizada (esta última cubierta por un techo trasparente corredizo) se extendía hasta el borde de salida de la raíz del ala, en la que estaba instalado el reactor; y el cono terminal, que llevaba los empenajes y en el cual estaba alojada la tobera de escape

del motor, y que era fácilmente desmontable para permitir el acceso al turborreactor y su mantenimiento.

Los empenajes, de planta trapezoidal y marcadamente convergentes, estaban constituidos por un estabilizador de doble larguero y por una deriva de triple larguero, unida al dorso del fuselaje por una corta aleta, por los dos semielevadores y por el timón, totalmente metálicos, con contrapesos en el borde de ataque, compensados aerodinámicamente y considerablemente alargados. El elevador estaba provisto de aletas regulables en vuelo, mientras que la del timón era regulable en tierra.

El tren de aterrizaje se retraía hidráulicamente, el parante anterior con rueda de 56 cm de diámetro hacia atrás y los posteriores en el vientre del ala, con rotación hacia el eje del avión, alojando las ruedas (de 66 cm de diámetro) en el vientre del fuselaje. Amplios portillos cubrían las ruedas en posición retraída y el parante anterior era orientable, con comando unido a los pedales.

El motor del F-80 era el turborreactor centrífugo Allison J-33, en diversas variantes según la serie del avión, con compresor de doble entrada, relación de compresión 4,4 y catorce cámaras de combustión y turbina de una etapa. La sección de ingreso del aire estaba instalada, de acuerdo con el procedimiento habitualmente seguido en los aviones dotados de motores de tipo similar, en una sección de fuselaje que tenía funciones de tobera de admisión a la cual llegaba el aire captado por las dos tomas dispuestas en los laterales del fuselaje, en la raíz del ala, y que estaban provistas de ranuras para la aspiración de la capa límite del mismo fuselaje. Dos portillos de resorte, dispuestos en el dorso de la tobera de admisión, permitían aumentar el flujo de aire en la fase de decolaje y a bajas velocidades, cuando la capacidad de las tomas era insuficiente. El equipo de alimentación estaba constituido por un total de once depósitos flexibles y autosellantes, dispuestos uno (de 360 litros) en el fuselaje y diez (para 977 litros en total) en el ala, en el borde de ataque, en el cajón resistente y en la parte posterior de éste. En las puntas de las alas se podían colgar depósitos suplementarios desenganchables de 633 o de 871 litros cada uno.

Los equipos hidráulico, eléctrico, antiincendio, para la inhalación de oxígeno y neumático, constituían la dotación normal del F-80; el avión también estaba provisto de conexiones para la alimentación del traje anti-G y de asiento eyectable. El puesto de pilotaje estaba protegido por blindajes frontales y dorsales, y por el vidrio blindado del parabrisas mientras que el armamento estaba constituido por seis ametralladoras de 12,7 mm instaladas en la parte inferior de la trompa, con una carga de 297 proyectiles por arma, siendo posible también, trasportar cargas de caída hasta un total de 908 kg. Además de aparatos de radio receptores-trasmisores para comunicaciones y navegación, el avión también estaba provisto de cineametralladora, instalada en un carenado dentro de la toma de aire derecha, y era posible tanto su preparación para recibir un armamento de cohetes aire-tierra y los cohetes auxiliares para el decolaje, como sustituir la gran trompa que contenía el armamento de tiro con la empleada para misiones de reconocimiento fotográfico, en la cual estaban instaladas una cámara fotográfica K-17 con lentes de 15,24 cm y dos cámaras fotográficas K-22 con lentes de 60,96 centímetros.

Su evolución

Designado XP-80A, el nuevo prototipo era preparado solamente en 132 días y volaba el 10 de junio de 1944 con Tony Le Vier en los comandos. La aviación americana ordenaba de inmediato una preserie de 13 ejemplares de éstos, que le eran entregados en el siguiente mes de octubre, precisamente en el momento en que la aparición de los caza de reacción alemanes estaba cambiando radicalmente la técnica del combate aéreo. Nueve meses más tarde, la USAAF recibía los primeros P-80A "Shooting Star" (como había sido bautizado el avión por la USAF) de serie, que tuvieron diversas variantes del General Electric J33 y fueron fabricados en 677 ejemplares.

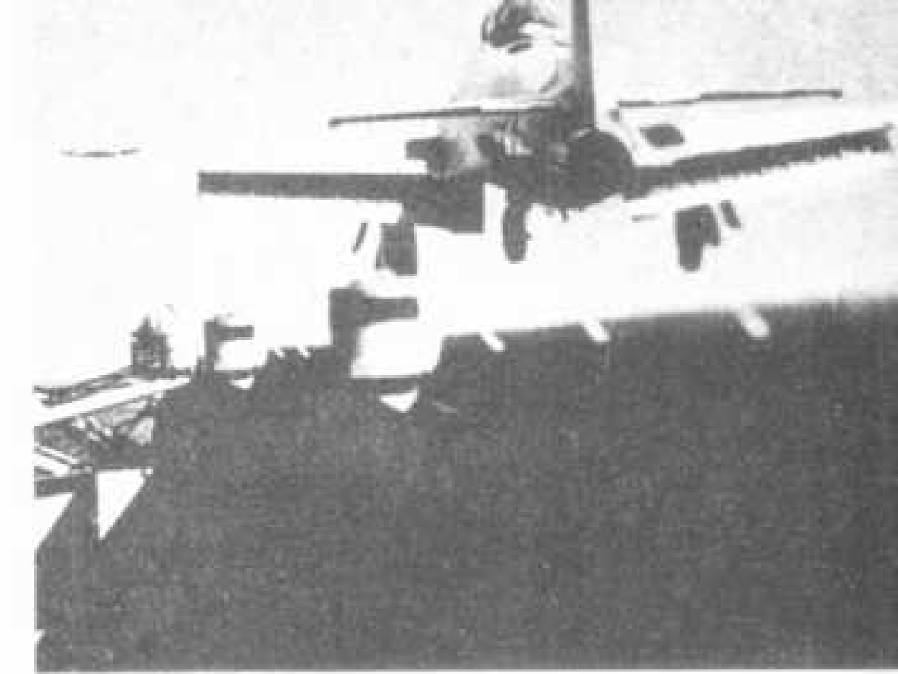
En el otoño de 1945, al P-80A le siguió el P-80B, que se diferenciaba por el ala más fina y por algunas mejoras internas, además de la adopción del J33-A-21 de mayor empuje, de 2340 kg con inyección de agua. Muchos P-80A fueron trasformados en P-80B, por un total de 240 ejemplares (designados en parte, en 1946, F-80B).

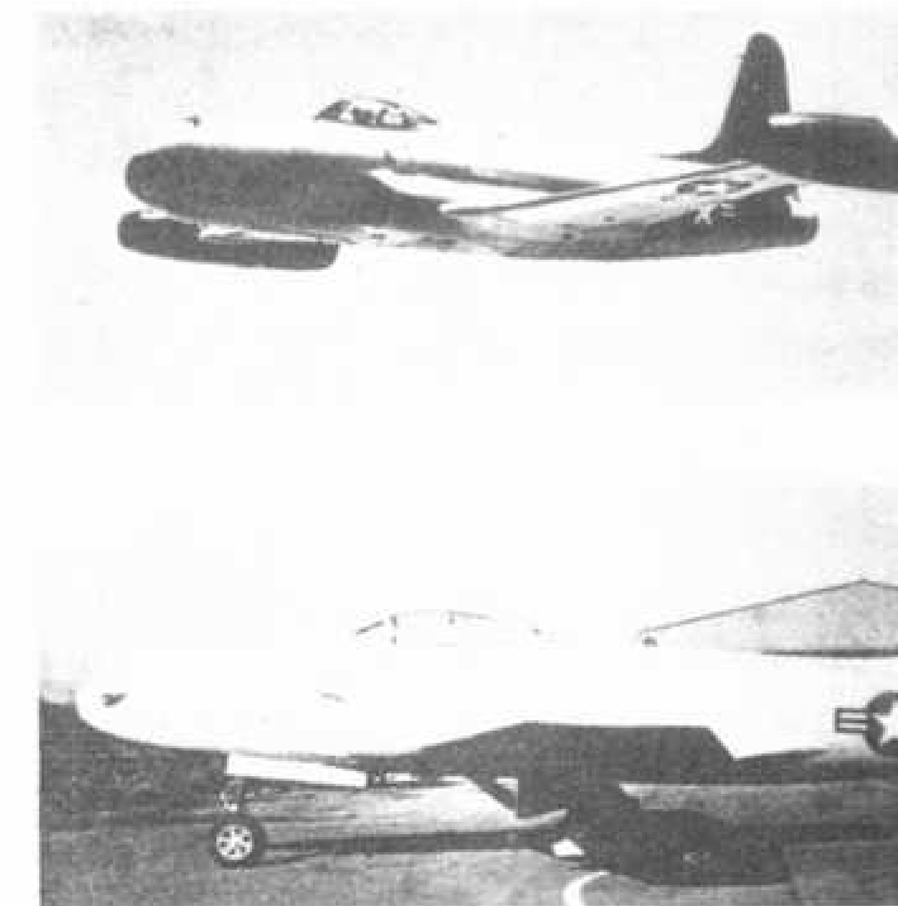
El prototipo XP-80B fue modificado en 1947 para batir un record de velocidad: el nuevo motor J33-A-23 con un empuje estático de 2080 kg, le permitía al XP-80R llevar el record mundial a más de 1004 km/h el 19 de junio de 1947. El coronel Albert Boyd, autor de la empresa, volvía a darle así a los Estados Unidos, el record de velocidad después de 23 años.

La última variante del Shooting Star fue ordenada en 748 ejemplares en 1948: el P-80C adoptaba el J33-A-23 de 2086 kg. Otros 150 P-80C fueron fabricados para la U.S. Navy y designados TV-1.

El 25 de agosto de 1947, un F-80C era sacado de la serie en construcción y trasformado con un segundo puesto, alargando el fuselaje alrededor de un metro. Designado TF-80C, el biplaza volaba por primera vez el 22 de marzo de 1948 y, posteriormente, volvía a ser fabricado en grandes series para el adiestramiento avanzado como T-33A.

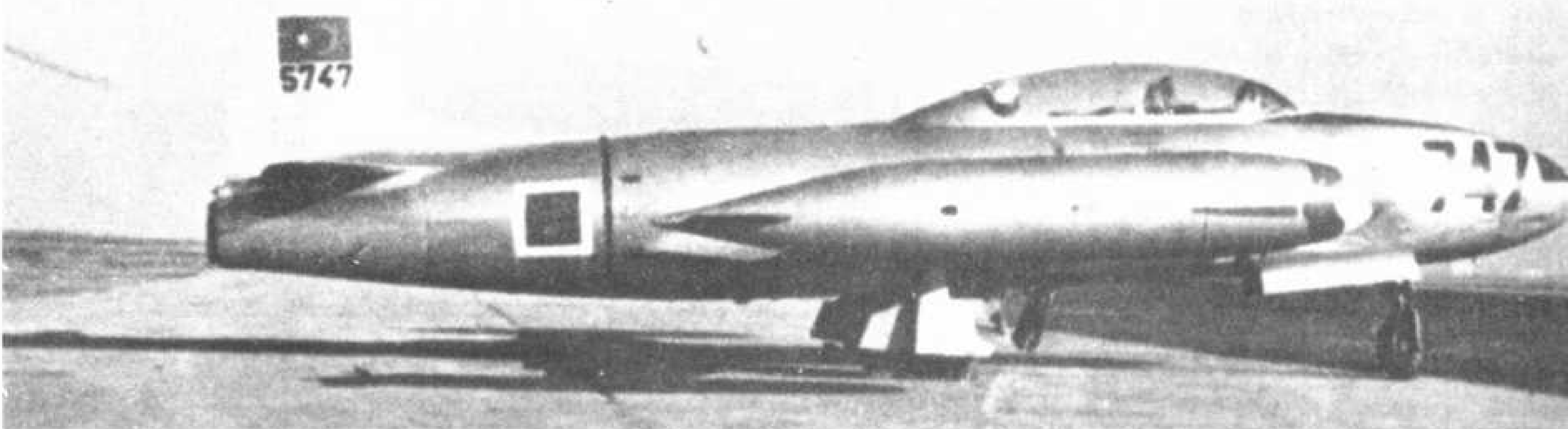
El T-33, en un principio utilizado por la USAF y la U.S. Navy (como TV-2) con el Allison J33-A-35 de 2340 kg, fue fabricado bajo licencia también en Canadá por la Canadair Limited con motor Rolls Royce "Nene 10" y por la Kawasaki en Japón. Una variante de reconocimiento táctico del T-33, RT-33, fue provista de cuatro cámaras fotográficas en la



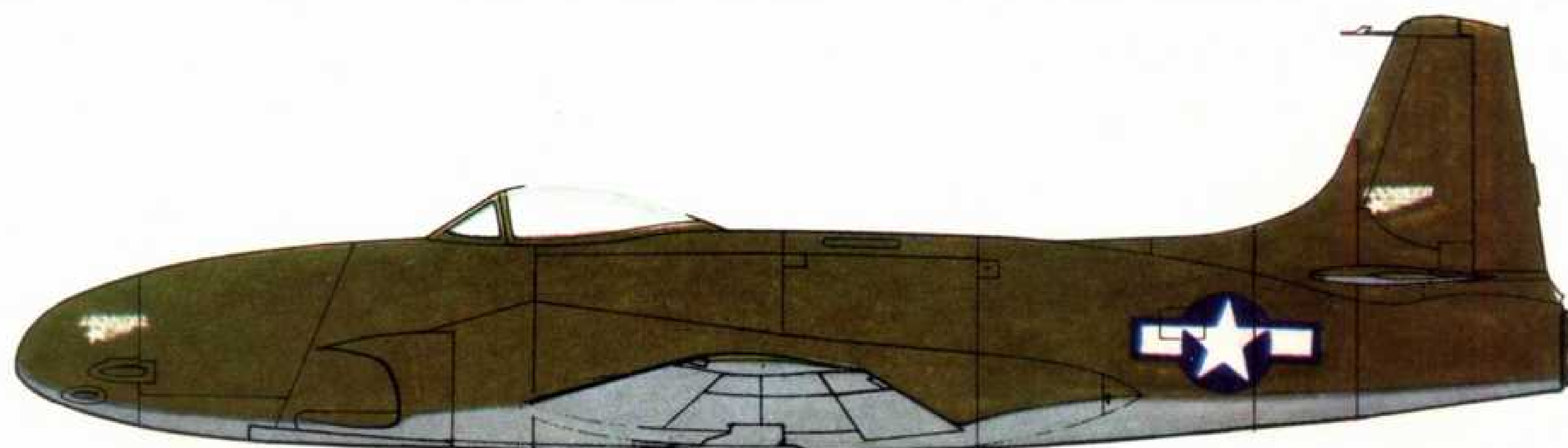




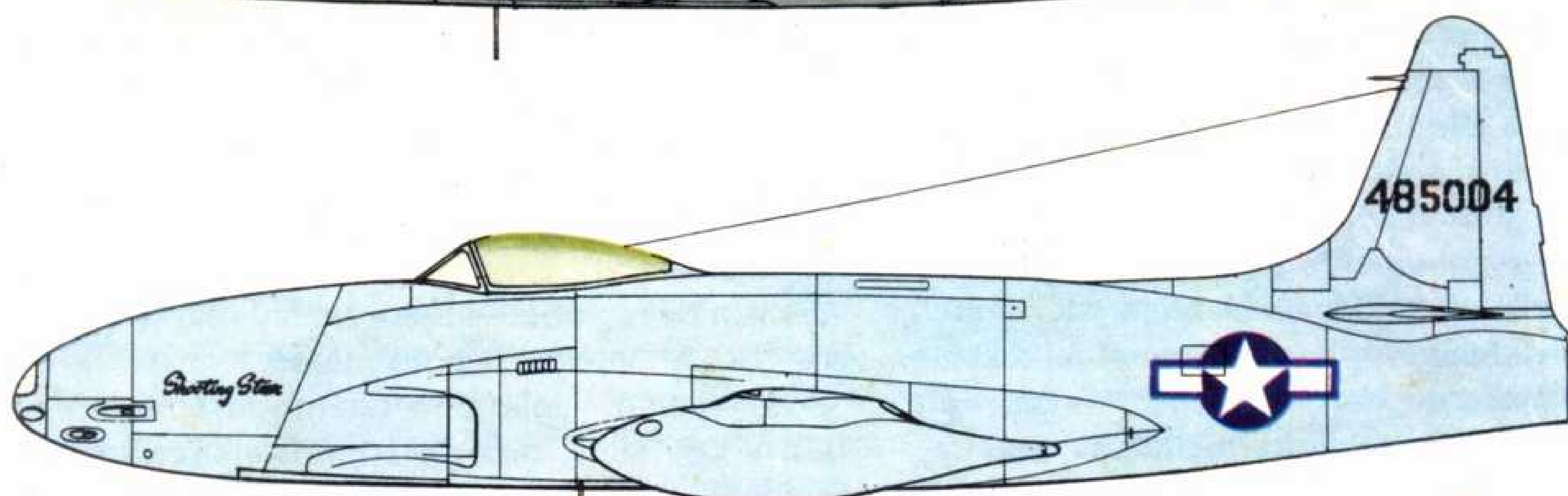
En orden descendente: tres P-80A fueron cedidos por la USAAF a la Marina y uno, provisto de gancho de detención, fue probado en abril de 1946 en el portaaviones Roosevelt; llevaba la matrícula U.S. Navy 29668 (Archivo Bignozzi). En 1947, dos motores "ram-jet" Marquardt C-30 fueron probados en el P-80A matrícula 44-8514 (Archivo Catalanotto). En 1946, uno de los primeros P-80A fue modificado para la conquista del record mundial de velocidad. Siglado luego XP-80R, tenía matrícula 44-85200 (Archivo Bignozzi).
El P-80C matrícula 48-361 fue reelaborado en agosto de 1947, convirtiéndolo en biplaza de adiestramiento. Voló en marzo de 1948 como TF-80C. Aquí, uno de los 128 TF-80C fabricados (Archivo Catalanotto).
Aquí abajo: la edición definitiva del biplaza, siglada T-33, tuvo una amplia difusión. Aquí, un T-33A de la aviación turca.



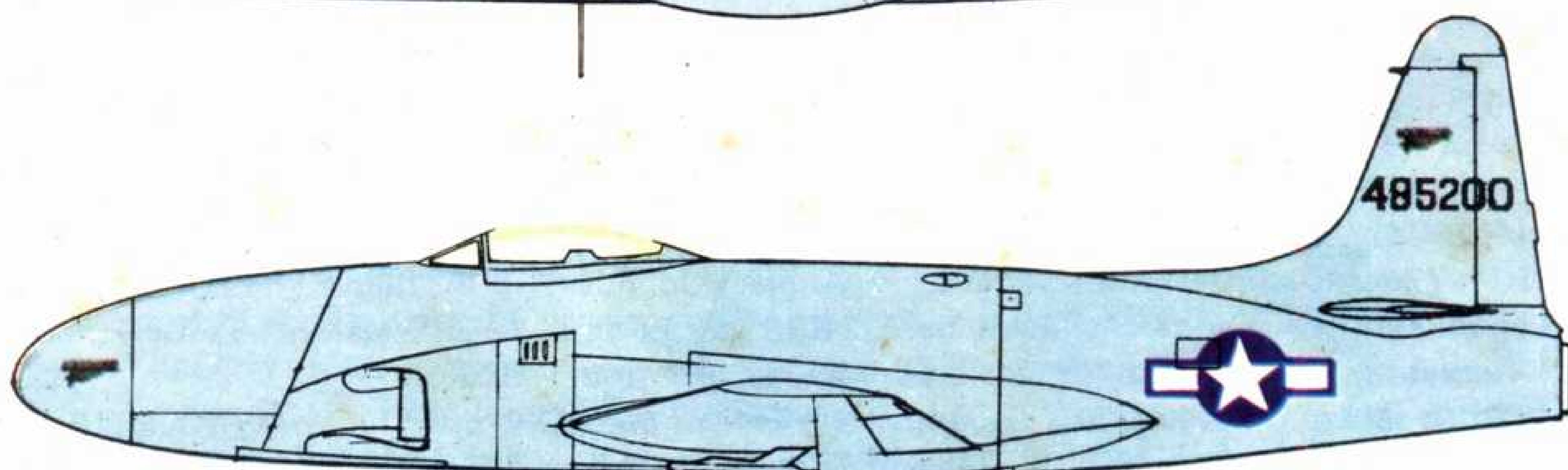
El primer XP-80 (matrícula 44-83020), fue el único que llevó el motor De Havilland H-1 "Goblin"; el armamento se componía de cinco ametralladoras, dos a la izquierda y tres a la derecha en la trompa



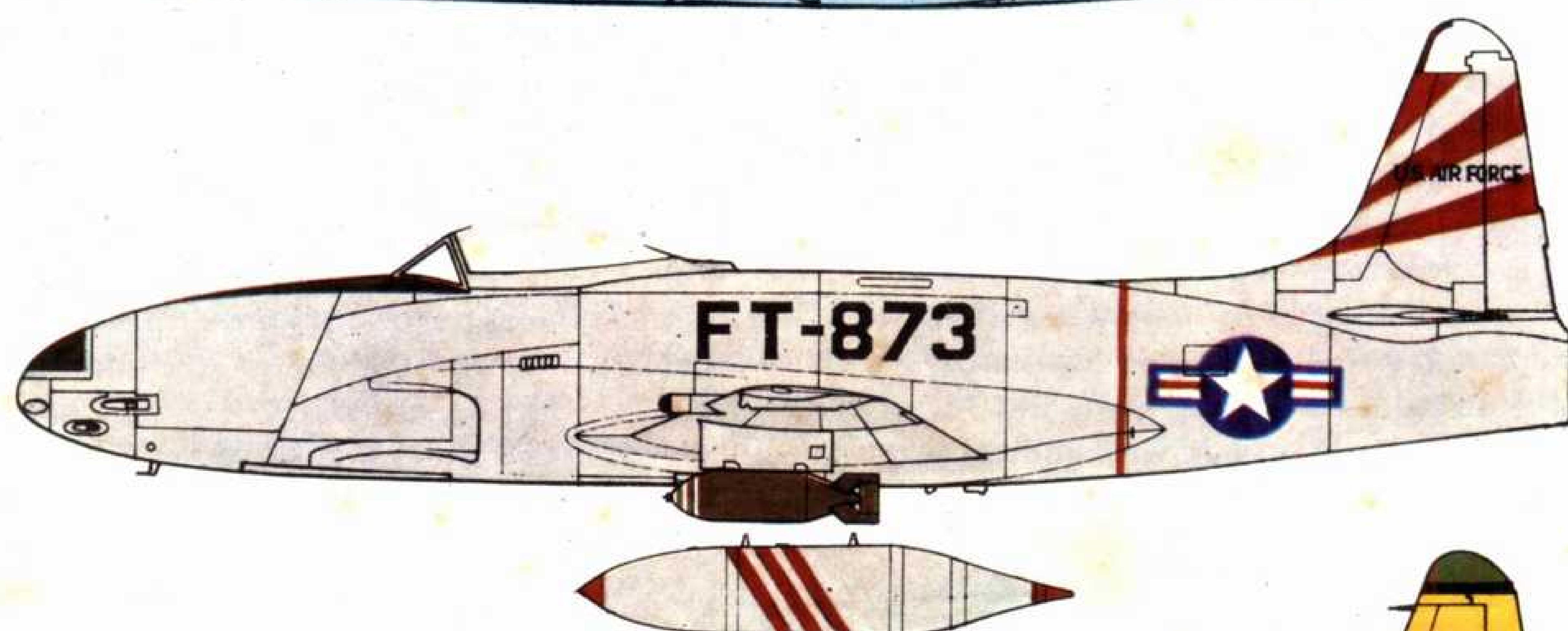
P-80A; se ilustra el ejemplar 48-5004, protagonista en 1945 del record de velocidad en el cruce de los Estados Unidos de costa a costa, mejorando en más de una hora y 19 minutos el record anterior. Obsérvese la coloración (común a todos los primeros ejemplares) en pintura azul con alto grado de brillo y la capota pulida



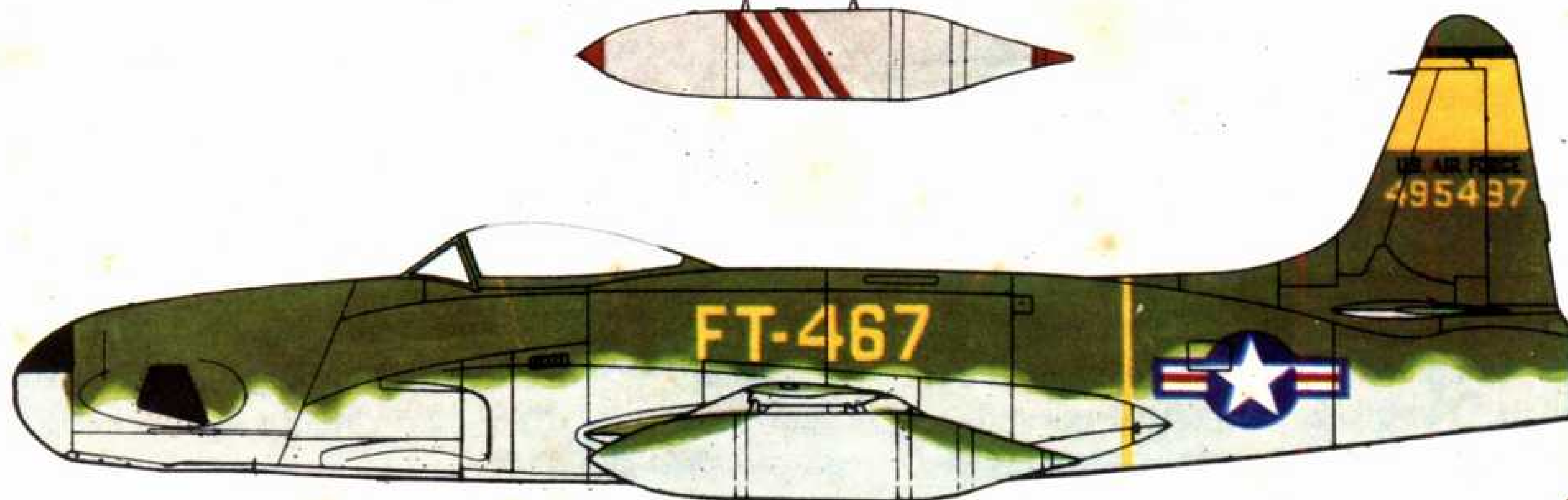
El XP-80R (antes XP-80B), o sea el P-80A matrícula 44-85200, que en 1946 fue convertido en avión para obtención de record, con capota más baja y tomas de aire modificadas para el motor GE/Allison Type 400 (prototipo del J-33) de 2083 kg/empuje. Piloteado por el coronel Albert Boyd, el 19 de junio de 1947 logró sobre la base aérea Muroc el promedio de 1003,695 km/h. Posteriormente fue utilizado por la NACA para probar tomas de aire no salientes; ahora se encuentra en el museo de Dayton



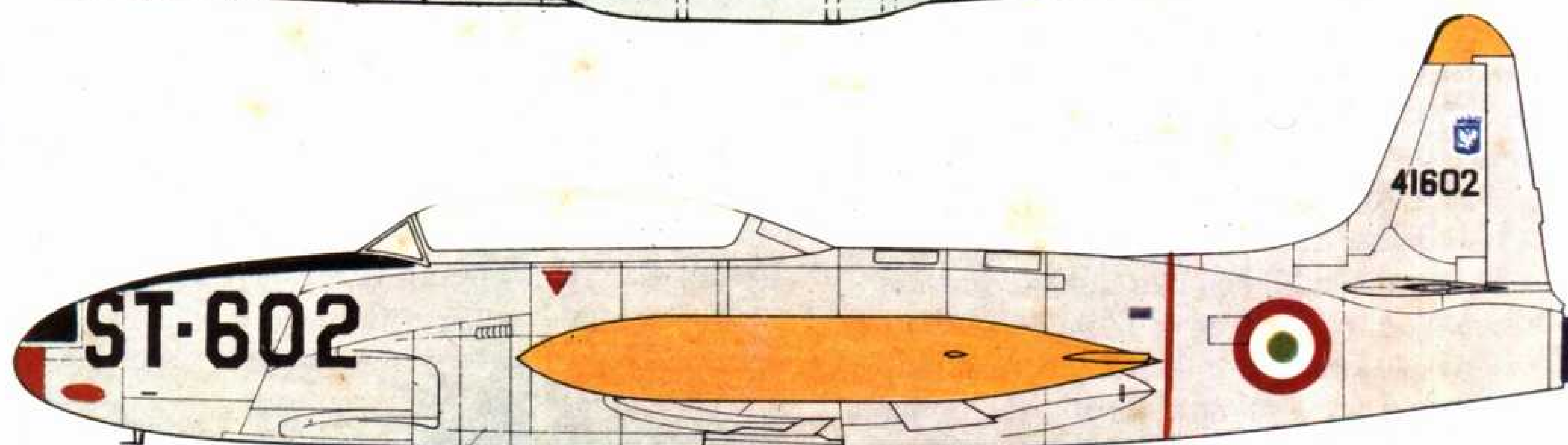
F-80C utilizado como caza-bombardero y avión de reconocimiento en Corea, es el FT-873, probablemente del 8° Fighter Bomber Group. Llevaba dos cámaras fotográficas de 35 mm en el borde de entrada alar, con películas en colores Ansco utilizadas para individualizar objetivos camuflados, y tenía dos pilones subalares para bombas o napalm

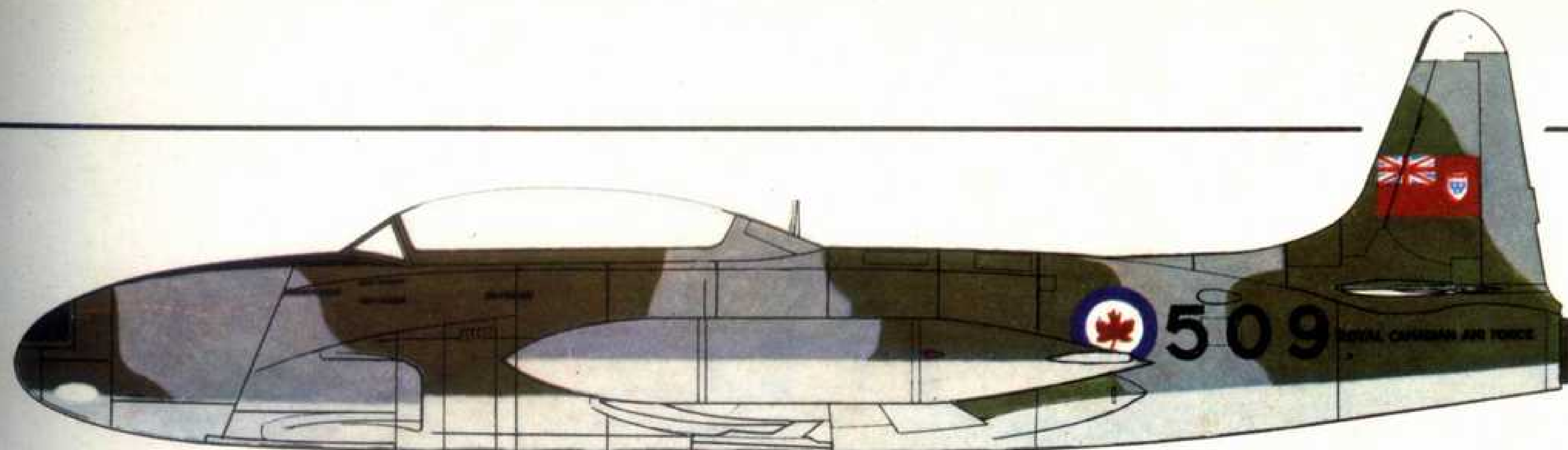


F-80C del 15 Tactical Reconn. Sq. que con el 12 y el 45 estaba asignado a la 15a. Air Force en Corea a fines de 1950. El avión ilustrado, matrícula 49-5497, tenía base en Kimpo (K-14) y carecía de distintivos nacionales en el dorso del ala; todas las superficies inferiores carecían de coloración

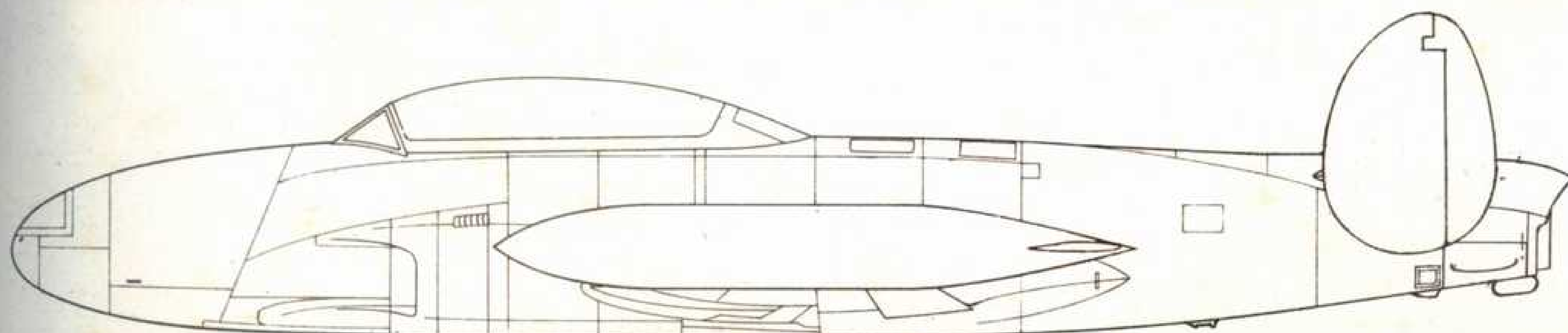


T-33A. Se ilustra uno de los primeros ejemplares suministrados a la Aeronáutica Militar Italiana, utilizado para la escuela de 3° período (indicada por el distintivo con el ave fénix), aún con la matrícula estadounidense 54-1602, cuyas últimas cifras están repetidas en la trompa

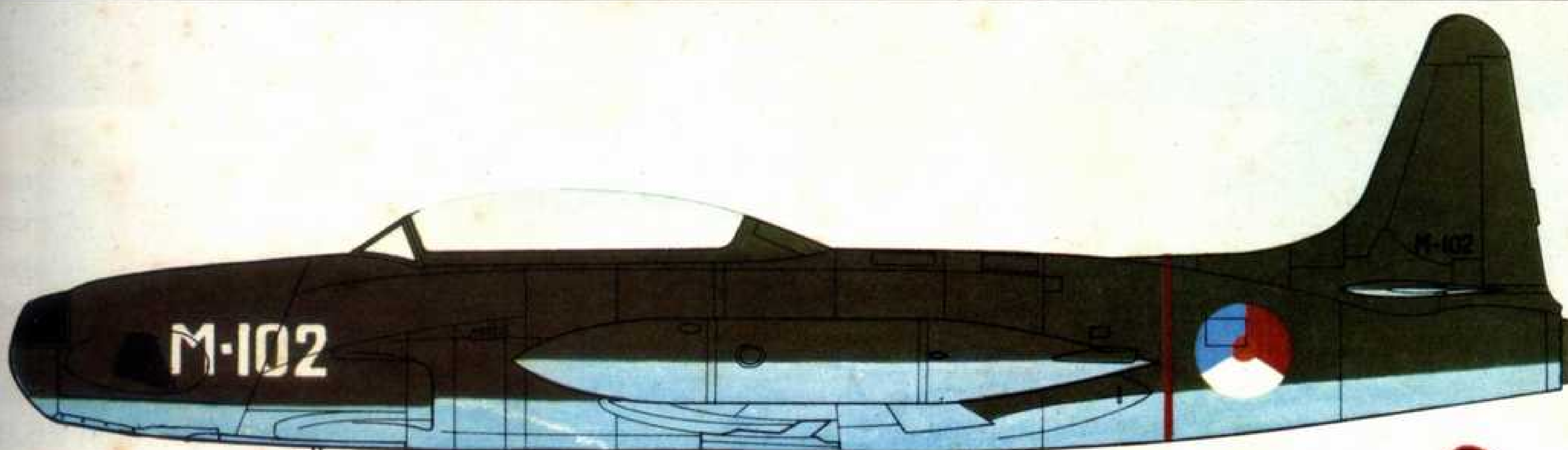




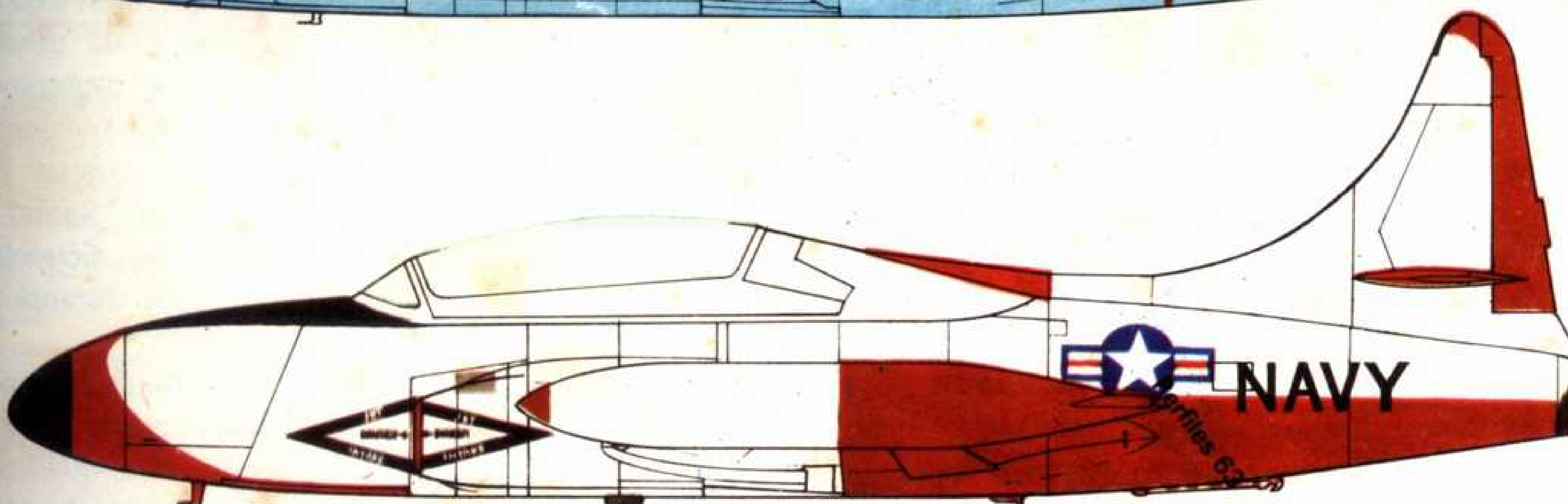
Canadair CL-30 "Silver Star" Mk.3. El avión ilustrado, matrícula 21509, pertenecía a la 1a. División aérea canadiense con asiento en Europa y llevaba la coloración mimética de la NATO



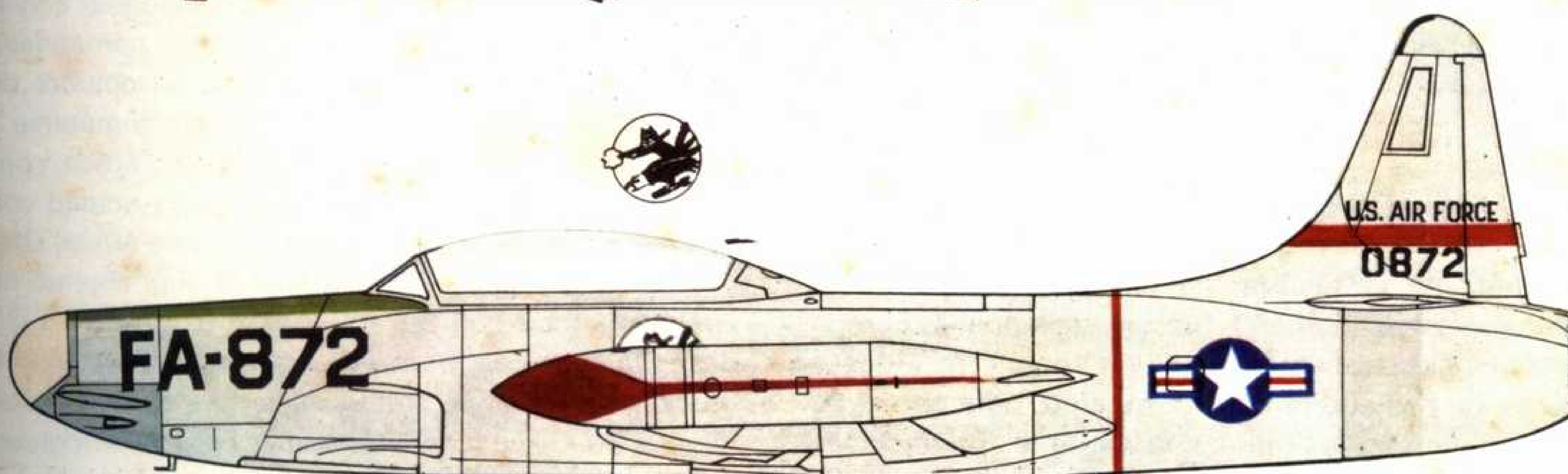
Uno de los muchos experimentos realizados con células de "Shooting Star": un T-33A (matrícula 51-4263) experimentalmente provisto de empenaje de doble deriva



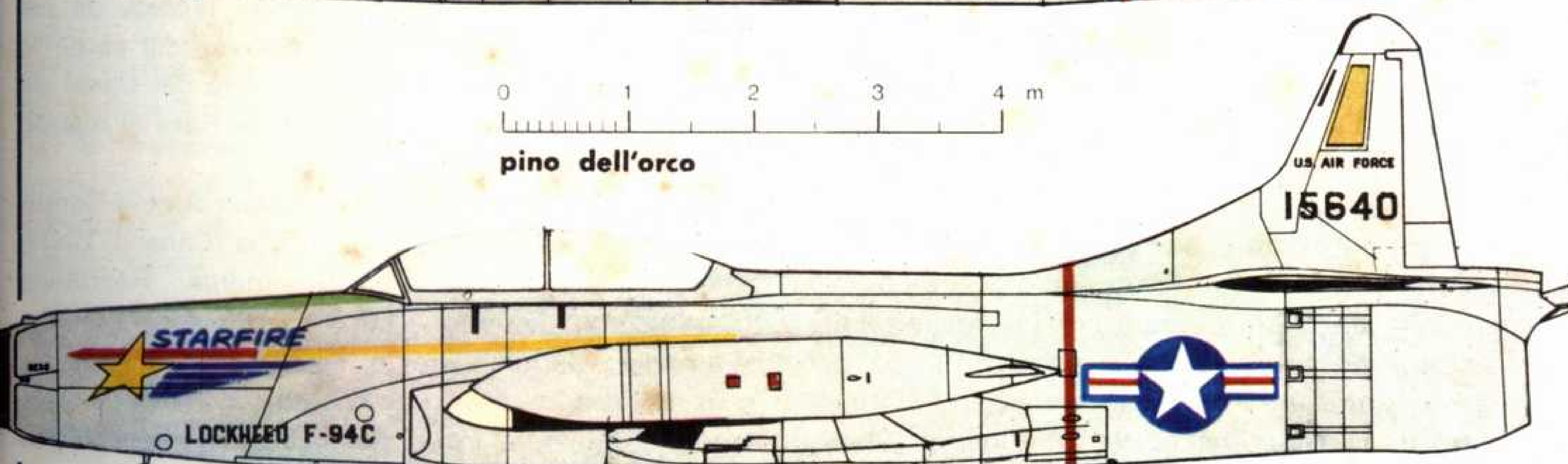
RT-33A de la Koninklijke Luchtmacht holandesa. En los países de la NATO, estos aviones fueron empleados preferentemente como monoplaza para tareas de adiestramiento varias



T-1A "Seastar". Reelaboración del T-33 que en la marina (la cual empleó 699 de éstos) tenía sigla TO-2 y luego TV-2, hasta 1962 tuvo la sigla T2V-1. Se fabricaron 149 de éste, entregados a partir de 1956



F-94B "Starfire". Se ilustra el avión 50-872 del 319 Fighter Interceptor Sq., que operaba desde Suwon (Corea) a partir del 22 de mayo de 1952 y desarrolló una intensa actividad especialmente contra los biplanos Po-2 enemigos, que efectuaban acciones de perturbación nocturna: algunas veces, los "Starfire" espoloneaban inclusive los viejos aviones que los americanos habían bautizado "Bedcheck Charlie". El distintivo utilizado en el verano de 1952, aquí reproducido, es diferente del oficial de la unidad



F-94C, uno de los primeros ejemplares (51-5640) como muestra la insignia de la firma en la trompa, pero ya con el radomo puntiagudo característico de esta serie y con los lanzacohetes en el borde de ataque alar sumados a la corona de cohetes alrededor del radomo. Se observa el empenaje horizontal en flecha que, con el ala de perfil fino, formaba parte del nuevo proyecto aerodinámico de este último exponente de la serie











La U.S. Navy recibió 699 biplaza (derecha) en un principio siglados TO-2 y luego TV-2; con la unificación de las siglas en 1962 se convirtieron en T-33B (Foto Lockheed). Aquí abajo, en orden descendente: muchos T-33 fueron adaptados al reconocimiento fotográfico tomando la sigla RT-33A. En la fotografía, un RT-33A de la 1a. Brigada aérea italiana en el campo de Istrana. En Italia los RT-33A fueron destinados a diversas tareas. Reelaborado, el modelo biplaza L245 "Sea Star" fue adoptado por la U.S. Navy en 149 ejemplares siglados T2V-1 y, posteriormente, T-1A (Foto Lockheed). En 1949, dos T-33 fueron trasformados en caza todo-tiempo tomando la sigla YF-94. En la fotografía el primero, matrícula 48-356, que voló el 1° de julio de ese año. Desde 1951 entró en producción el F-94B (Foto USIS). El F-94C "Starfire", armado exclusivamente de cohetes, constituyó la máxima etapa del desarrollo aerodinámico y de equipos de esta familia de caza



trompa; su alcance era superior en un 20 por ciento al del T-33 normal.

Del T-33 se fabricaron en total en Burbank 5691 ejemplares, distribuidos de la siguiente manera: 47 T-33 para la U.S. Air Force; T-33A, 4860; T-33A, 85; TV-2 (U.S. Navy), 699. La Canadair fabricó 656 de éstos, y la Kawasaki 210. El avión de adiestramiento permaneció en producción hasta 1959.

Del T-33, por iniciativa privada de la Lockheed, derivó también un nuevo biplaza con puestos en tándem escalonados, propuesto a la marina americana como T2V-1. Las modificaciones esenciales respecto de la célula del T-33 estaban constituidas por las aletas de ranura en el borde de ataque alar, para reducir la velocidad de sustentación y mejorar la estabilidad lateral, por el sistema para el soplado de los hipersustentadores (que utilizaba aire comprimido sacado al reactor) y por la instalación del paracaídas de cola para frenar la corrida de aterrizaje. Además, el empenaje vertical era más alto que el original del T-33.

Su empleo

Antes de la finalización de la Segunda Guerra Mundial, algunos P-80 fueron enviados a Europa con fines experimentales (dos a Inglaterra y dos a Italia), demasiado tarde sin embargo, para participar activamente en las últimas fases de las operaciones bélicas.

Después de la guerra, el avión de reacción Lockheed se afirmó como el caza de primera línea de la USAF, a pesar de que algunos percances perturbaron los primeros meses de actividad. Tony Le Vier se salvó por puro milagro de la pérdida del prototipo XP-80A; otro piloto de la Lockheed, Ernic Claypool, perdió la vida en el curso de un vuelo de prueba, y también Milo Burcham pereció por un desperfecto en el sistema de combustible. A pesar de la adopción de un equipo secundario de emergencia, también un as de la Segunda Guerra Mundial, el mayor Richard Bong, halló la muerte por las mismas causas en un F-80.

El bautismo de fuego del Shooting Star se produjo en Corea el 8 de noviembre de 1950, en el primer encuentro de la historia entre caza de reacción, el teniente Russel F. Brown a bordo de un F-80C derribaba un MiG-15 de Corea del Norte.

Los F-80, a los cuales se les atribuyeron 94 derribamientos de aviones enemigos, efectuaron 26356 misiones en Corea, desenganchando 2662 toneladas de bombas y 49873 cohetes, y disparando 19810852 disparos en los primeros siete meses del conflicto. Posteriormente, el caza Lockheed fue reemplazado con los más modernos F-86 "Sabre".

El F-80 salió del servicio operativo en diciembre de 1953, a pesar de continuar actuando durante algunos años en funciones secundarias.

Especialmente dignos de mención fueron algunos vuelos de record del P-80 de serie. El primero fue el de mayo de 1946 del 94 Grupo de Caza, que llevó 25 Shooting Star de March Field (California) a Washington y el regreso. La misma unidad, comandada por el coronel D.E. Hillman, volaba en octubre de 1947 a la base de Ladd en Alaska para someterse a un ciclo operativo de seis meses en zona ártica, convirtiéndose de este modo en la primera unidad con aviones de reacción trasladada a la zona ártica. Otra unidad de la USAF (el 56 Fighter Group) efectuó un vuelo atlántico con once F-80A y B y cuatro T-33 desde la base continental de Selfridge a Fürstenfeldbruck, en Alemania, con escalas para el reabastecimiento en Groenlandia, Islandia, Escocia e Inglaterra, destacando la plena eficiencia técnica de los aparatos. Otro vuelo masivo para recordar es el de 1948, que llevó de Florida a la zona del Canal de Panamá 80 F-80B del 36 Grupo de Caza al mando del coronel H.R. Spicer.

La difusión del T-33, adoptado por Arabia Saudita, Bélgica, Bolivia, Brasil, Birmania, Canadá, Chile, China, Colombia, Corea, Dinamarca, República Dominicana, Ecuador, Etiopía, Filipinas, Francia, Alemania, Japón, Grecia, Guatemala, Honduras, Irán, Italia, Libia, México, Nicaragua, Noruega, Holanda, Paquistán, Perú, Portugal, España, Estados Unidos, Tailandia, Turquía, Uruguay y Yugoslavia, ha sido realmente excepcional.

CONVAIR B-36
"Peacemaker"



El prototipo XB-36 (izquierda) matrícula 42-13570 que efectuó su primer vuelo el 8 de agosto de 1946. Abajo: formación de tres B-36B de la 7a. Bombardment Wing con base en Carswell (Texas). El pasaje de los bombarderos abrió las "National Air Races" de 1949 a Cleveland (Ohio). Más abajo: las excepcionales dimensiones del XB-36 se destacan en la comparación con una Superfortaleza B-29 (Archivo Bignozzi)



CARATTERISTICHE

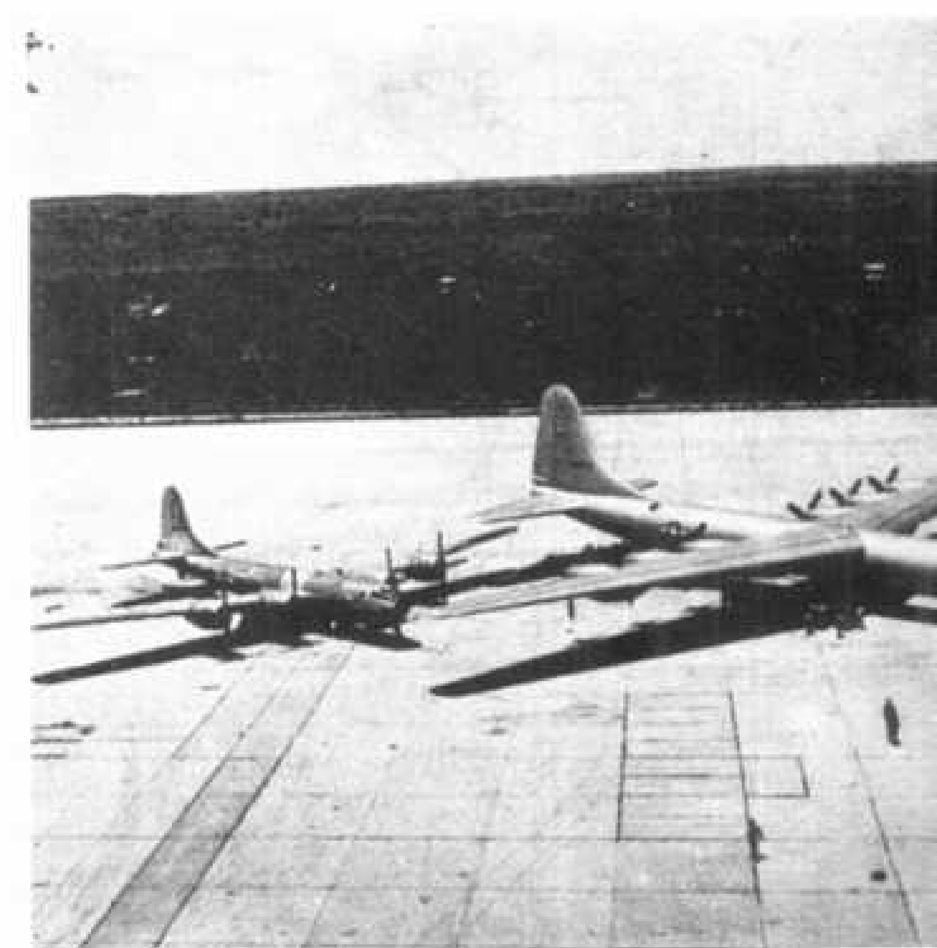
CARACTERÍSTICAS		XB-36	B-36B	B-36D	B-36J
Envergadura	m	70,104	70,104	70,104	70,104
Largo	m	49,682	49,403	49,403	49,403
Altura	m	14,275	14,224	14,224	14,224
Superficie alar	m²	443,329	443,329	443,329	443,329
Peso vacío	kg	59 759	63 790	72 051	77 579
Peso total	kg	125 451	—	—	—
Peso con sobrecarga	kg	—	148 779	162 162	185 970
Velocidad máxima	km/h	557	613 570(1)	704 686 616(2)	661
a la altura de	m	10 668	10 516 7 620	9 790 7 620 10 592	11 095
Velocidad de crucero	km/h	348	325	362	629(3)
Velocidad de trepada inicial	m/seg	—	7,67	8,84	9,75
Trepada a	m	7 620	—	—	—
en el tiempo de		42'	—	—	—
Techo práctico	m	10 973	12 954	13 777	12 161
Alcance	km	15 289 6 156	13 156 14 114	12 070 14 162	10 943
con una carga ofensiva de	kg	4 536 35 283	4 536 —	4 536 —	4 536
Armamento defensivo		—	16 x 20 mm	16 x 20 mm	16 x 20 mm
Motores tipo		Pratt & Whitney R-4360-25	Pratt & Whitney R-4360-41	Pratt & Whitney R-4360-41 / General Electric J-47-GE-19	Pratt & Whitney R-4360-53 / General Electric J-47-GE-19
Potencia máxima/empuje máximo	CV/kg	6 x 3 042	6 x 3 548	6 x 3 548 4 x 2 359	6 x 3 853 4 x 2 359

(1) con un peso de 103 283 kg; (2) con un peso de 110 493 kg y sin reactores funcionando; (3) con reactores funcionando

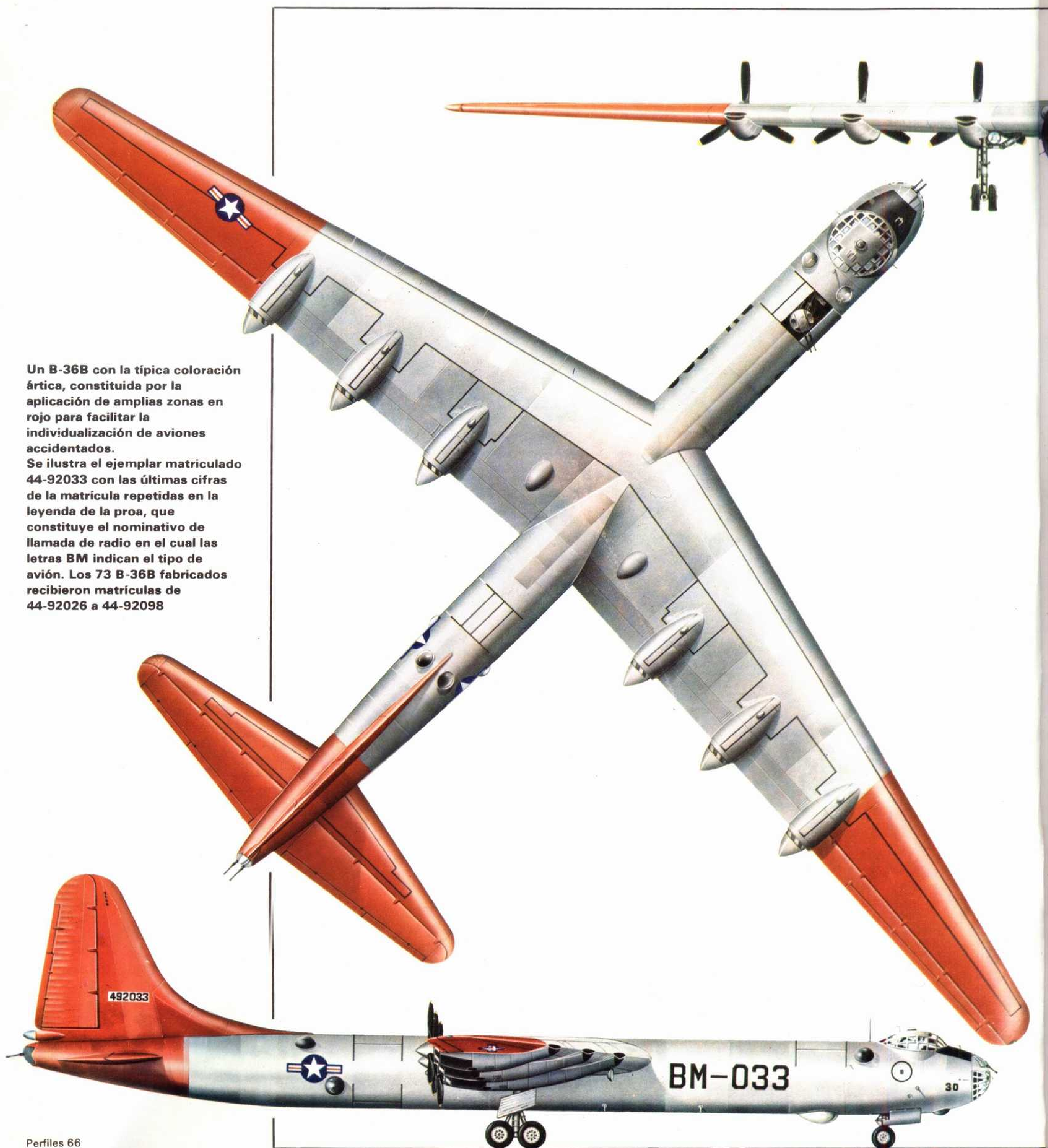
El 15 de marzo de 1941 la USAAF ordenó a la Consolidated Aircraft de San Diego, dos prototipos de un superbombardero siglados XB-36. Los orígenes de la especificación que llevaría al más grande bombardero jamás construido se remontaban, sin embargo, al otoño de 1939, cuando los Estados Unidos habían formulado el plan, conocido como "Rainbow N° 5", que la estrategia americana debería seguir ante la hipótesis, cada vez más probable, de una participación de la república de las estrellas en un conflicto a escala mundial.

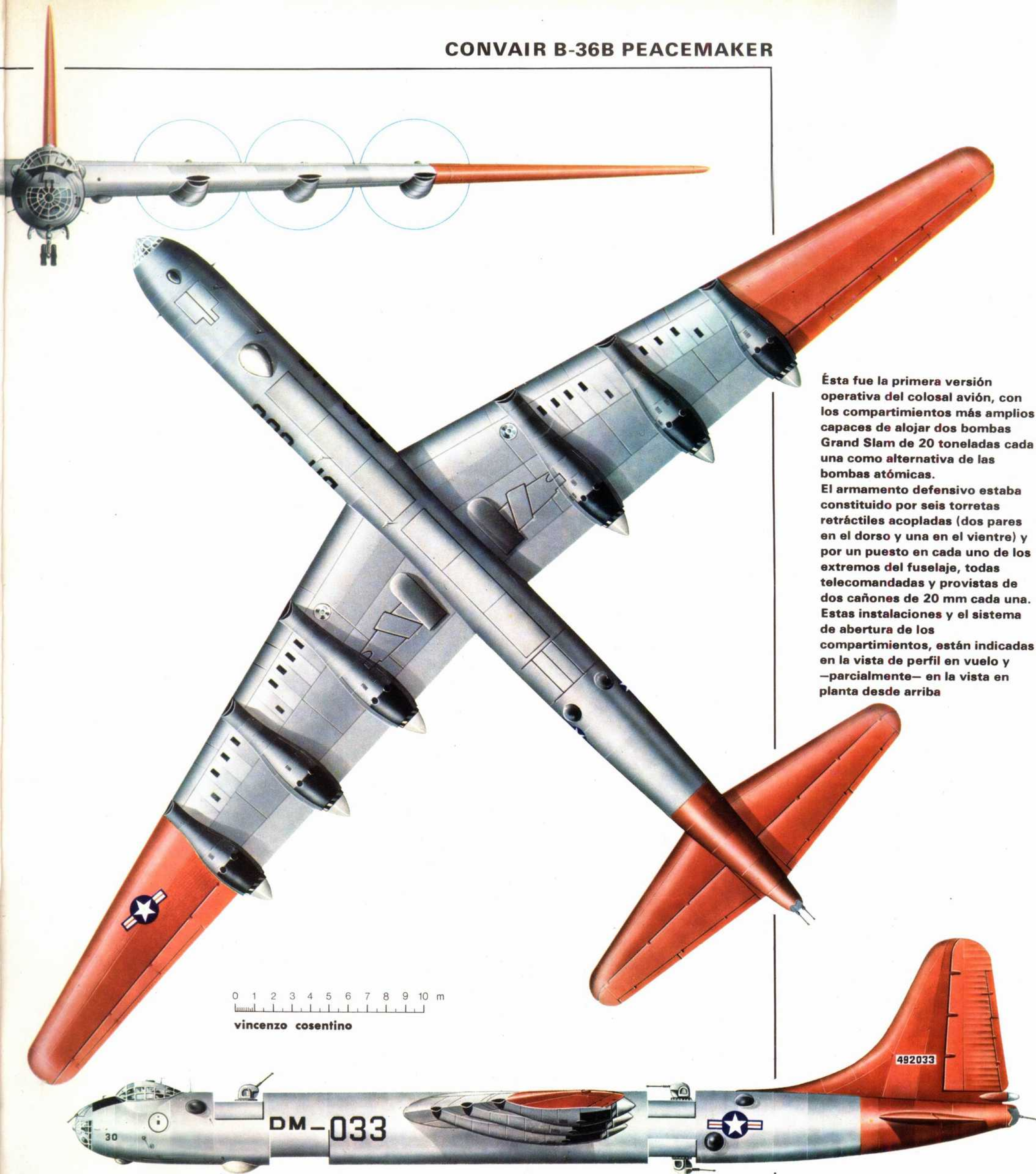
Una considerable importancia en los planes americanos se le atribuía a la ofensiva aérea contra Alemania y Japón y, tanto las previsiones de una posible caída de Inglaterra (que obligaría a los bombarderos de la USAAF a operar a través del Atlántico) como la consideración de las inmensas distancias del teatro del Pacífico terminaron por definir la necesidad de un poderoso bombardero estratégico. Éste debería estar en condiciones de operar a alturas de aproximadamente 10000 m, disponiendo de adecuados medios de defensa y trasportando alrededor de 4500 kg de bombas sobre blancos situados a 8000 km de sus bases de partida y más de 30 toneladas de explosivo en menores distancias.

Los cuatrimotores de bombardeo destinados a suceder a los B-17 y B-24, es decir, el B-29 "Superfortress" y el B-32 "Dominator", que en los planes



Un B-36B con la típica coloración ártica, constituida por la aplicación de amplias zonas en rojo para facilitar la individualización de aviones accidentados.
Se ilustra el ejemplar matriculado 44-92033 con las últimas cifras de la matrícula repetidas en la leyenda de la proa, que constituye el nominativo de llamada de radio en el cual las letras BM indican el tipo de avión. Los 73 B-36B fabricados recibieron matrículas de 44-92026 a 44-92098

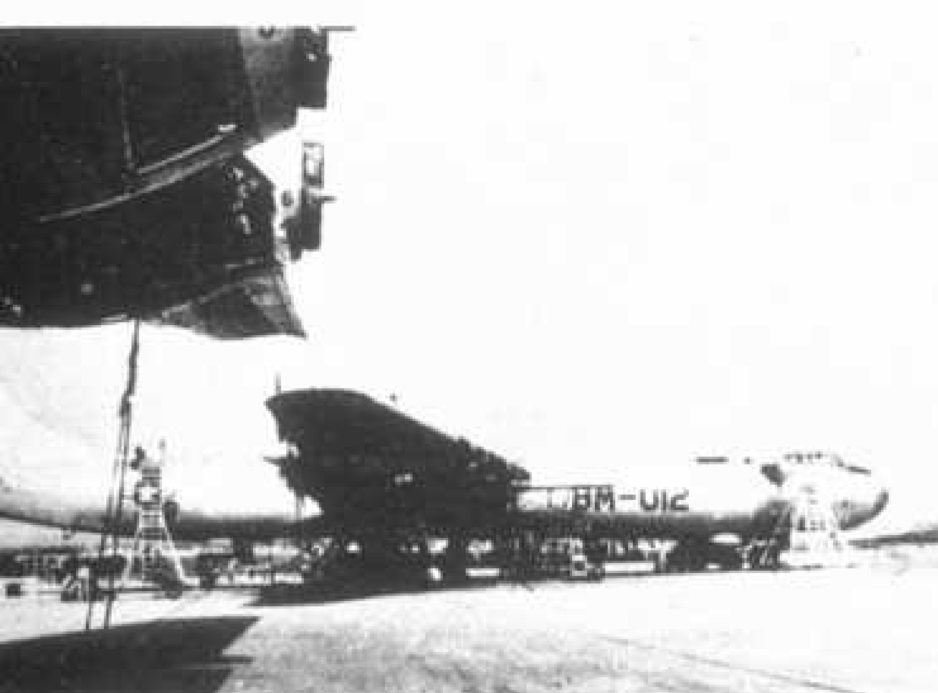




Ésta fue la primera versión operativa del colosal avión, con los compartimientos más amplios capaces de alojar dos bombas Grand Slam de 20 toneladas cada una como alternativa de las bombas atómicas.
El armamento defensivo estaba constituido por seis torretas retráctiles acopladas (dos pares en el dorso y una en el vientre) y por un puesto en cada uno de los extremos del fuselaje, todas telecomandadas y provistas de dos cañones de 20 mm cada una. Estas instalaciones y el sistema de abertura de los compartimientos, están indicadas en la vista de perfil en vuelo y —parcialmente— en la vista en planta desde arriba









En orden descendente: el primer ejemplar de producción del B-36A: difería del XB-36 en la forma de la proa y en el tren de aterrizaje con ruedas múltiples. El avión, con matrícula 44-92004, está fotografiado aterrizando en Fort Worth después del primer vuelo, que se realizó el 28-8-1947 (Archivo Catalanotto). La cantidad de combustible trasportado por el B-36 puede observarse en esta fotografía por la cantidad de cisternas que se alternan en el reabastecimiento (Archivo Bignozzi). Un Convair B-36A durante trabajos de mantenimiento. Los B-36A fueron empleados para el adiestramiento y la adaptación del personal (Archivo Bignozzi). La primera serie provista de armamento fue la B-36B. En la fotografía, un avión de la 7a. Bombardment Wing junto a un diminuto avión de carrera; se observan detalles de los diversos puestos, el radomo ventral y los portillos corredizos del compartimiento de bombas (Archivo Bignozzi)

originarios deberían constituir el grueso de las fuerzas estratégicas empeñadas en los cielos europeos llegaron, sin embargo, demasiado tarde y, de este modo, terminaron utilizándose para la ofensiva contra Japón, inclusive porque fue posible confiar la dura tarea de la ofensiva aérea contra Alemania a las Fortalezas Volantes y a los Liberator con base en Inglaterra. Como resultado, desaparecida la necesidad de un superbombardero para ser empleado contra Alemania y contra el imperio del Sol Naciente, el programa para el hexamotor B-36 siguió realizándose con limitada prioridad: en efecto, el B-29 estaba revelándose un arma de grandísimas posibilidades contra los japoneses.

Sólo en junio de 1943, cuando la Convair ya tenía encaminada la producción del B-24 y del B-32, el programa B-36 comenzó a progresar y, el siguiente 23 de julio, la USAAF enviaba a la casa constructora una carta de intención para 100 ejemplares del nuevo avión, a la cual seguía, el 19 de agosto, un contrato formal. Las posibilidades ofrecidas por un programa interesante y remunerativo llevaron a muchas firmas a tomar trabajo como subproveedores para el B-36, pero dado que, precisamente en el mismo período, las fuerzas anfibias americanas a las órdenes del almirante Spruance habían conquistado el archipiélago de las Marianas, asegurando de ese modo a los B-29, bases desde las cuales golpear eficazmente a Japón, el programa B-36 fue continuado con poca prioridad.

La Convair debió resolver luego, los muchos y complicados problemas derivados de las nuevas técnicas empleadas en la realización del nuevo avión, y de sus mismas excepcionales dimensiones. Los diversos equipos de a bordo requirieron también una prolongada y paciente labor, y no pocas dificultades se originaron de los motores, los veinticuatro cilindros de cuatro estrellas Pratt & Whitney R-4360-25 que, a pesar de desarrollar más de 18000 caballos de potencia en total, no eran demasiado suficientes para las más de 120 toneladas del gigante. El 8 de agosto de 1946, el prototipo efectuaría su primer decolaje, piloteado por "Gus" Green y por Beryl Erickson, desde la pista del aeropuerto de Fort Worth, frente al gran establecimiento donde, en 1942, la Convair había trasladado desde San Diego todas las actividades correspondientes al B-36.

La estruendosa prueba de las posibilidades del bombardeo estratégico que el B-29 había suministrado en la ofensiva aérea contra Japón, constituyó el más firme motivo para la continuación del programa B-36, que terminó militando en las filas de la USAAF con un considerable retraso respecto de los tiempos previstos, en un principio, para las operaciones contra Japón: el enorme hexamotor del Strategic Air Command, en los años cruciales de la guerra fría alrededor de 1950, sería el medio de "disuación" del arsenal estadounidense.

Su técnica

El B-36 era un hexamotor de ala alta, con ligera flecha en planta y marcada convergencia, con los motores en instalaciones propulsoras y hélices dispuestas en la parte posterior del borde de salida alar. El empenaje era de una sola deriva, y el tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil.

El ala era la parte más interesante del B-36, tanto desde el punto de vista aerodinámico como del de construcción. La insólita disposición de los motores había sido dictada, en efecto, por la preocupación de que la estela de las hélices pudiese perturbar el flujo laminar sobre sus perfiles, constituidos por los NACA de gran espesor (21 por ciento en la raíz y 15 por ciento en las puntas), empeorando sus características aerodinámicas. Con un diedro de 2° en el borde de ataque (que tenía una flecha de 15° 6' 30"), un considerable alargamiento (11) y una marcada convergencia, el ala estaba provista de amplios alerones, que se extendían desde las góndolas motrices externas hasta las uniones con las puntas de ala, y de hipersustentadores divididos en tres secciones por semiala. Mientras que estos últimos eran accionados eléctricamente, los alerones eran gobernados, en cambio, mediante servoaletas (como también las superficies móviles de cola), sin que fuera necesaria, por lo tanto, ninguna forma de comando auxiliado mecánicamente.

La estructura alar estaba constituida por tres elementos principales: una sección central, que atravesaba el fuselaje y estaba unida a éste, y en la cual estaban dispuestas las góndolas motrices, y las dos semialas externas. El elemento resistente principal era un fuerte larguero de cajón, que se extendía sobre un tercio aproximadamente de las cuerdas alares y a cuyas caras anterior y posterior estaban unidas las estructuras del borde de ataque y del borde de salida, la primera provista de sistema antihielo térmico. En el mismo cajón, del cual algunas secciones cerradas constituían los depósitos de combustible, también estaban aplicadas las bancadas.

El fuselaje, que a lo largo de unos 33 m era un cilindro circular, y al cual el ala estaba ajustada con una incidencia de 3°, se asemejaba en cuanto a sus disposiciones internas al del B-29. Sus dos secciones presurizadas, la anterior de la cual formaba parte la cabina de pilotaje, y la posterior en la que estaban alojados los artilleros que controlaban el armamento defensivo, estaban unidas, en efecto, por un túnel de sección circular, de 63 cm de diámetro, que se extendía por casi 26 m a través de la sección central, no presurizada, del fuselaje. Ésta contenía los cuatro compartimientos de bombas, con un volumen total de 348 metros cúbicos y que desde la serie D en adelante, fueron provistos de portillos de abertura y cierre rápidos, de modo que el desenganche de las bombas perturbase lo menos posible la aerodinámica del avión.

Los empenajes, totalmente metálicos y con protección antihielo de tipo térmico, tenían superficies móviles equilibradas, servocomandadas aerodinámicamente y provistas de aletas correctoras en el borde de salida.

El tren de aterrizaje estaba constituido por un parante anterior con ruedas colocadas una al lado de la otra, que se retraía hacia adelante en el vientre de la trompa del fuselaje, y por los dos parantes posteriores, que lo hacían en el vientre del ala girando hacia el eje del avión, y que estaban unidos mediante bisagras un poco más adentro de las góndolas motrices internas. Introduciendo una técnica que, posteriormente, sería cada vez más adoptada, en el intento de obtener un tren de aterrizaje más liviano y, al mismo tiempo, distribuir mejor el peso del avión en las pistas, los parantes posteriores estaban provistos de pequeños trenes de cuatro ruedas (con ruedas de 1,707 m de diámetro).

El B-36 estaba propulsado por seis motores (accesibles en vuelo) Pratt & Whitney R-4360 "Wasp Major", cada uno provisto de dos turbocompresores con gas de descarga, y que accionaban hélices tripala Curtiss Electric de 5,791 m de diámetro, del tipo de velocidad constante, con puesta en bandera automática y comando para la inversión del paso, con palas huecas de acero descongeladas térmicamente. A partir de la versión D, el B-36 también fue provisto de cuatro reactores General Electric J-47, instalados acoplados en góndolas subalares dispuestas aproximadamente a la mitad de la envergadura de las semialas externas, con persianas retráctiles de pétalos en las tomas de aire, que aseguraban un apreciable aumento de la tracción disponible en las fases cruciales de la acción.

El armamento del B-36 era muy importante, pudiendo llegar a nada menos que 38102 kg de carga de caída, mientras que nada menos que 16 cañones de 20 mm con 9200 proyectiles en total armaban sus ocho torretas acopladas, todas retráctiles (salvo la de la proa y la popa) y comandadas a distancia, con excepción de aquélla de la popa que era comandada mediante radar. Los aparatos electrónicos del avión eran, para la época, considerablemente avanzados, y comprendían un sistema de puntería radar que permitía el bombardeo en cualquier condición meteorológica, e inclusive en total ausencia de visibilidad. La tripulación del B-36 estaba constituida por 15 personas, de las cuales cuatro eran de reserva, que aumentaban a 22 en las versiones RB de reconocimiento fotográfico. El pasaje de una a otra de las dos secciones presurizadas, cuyo volumen total era de 111 metros cúbicos, se efectuaba utilizando un carrito que corría sobre carriles dispuestos en el túnel de enlace entre las mismas.

Su evolución

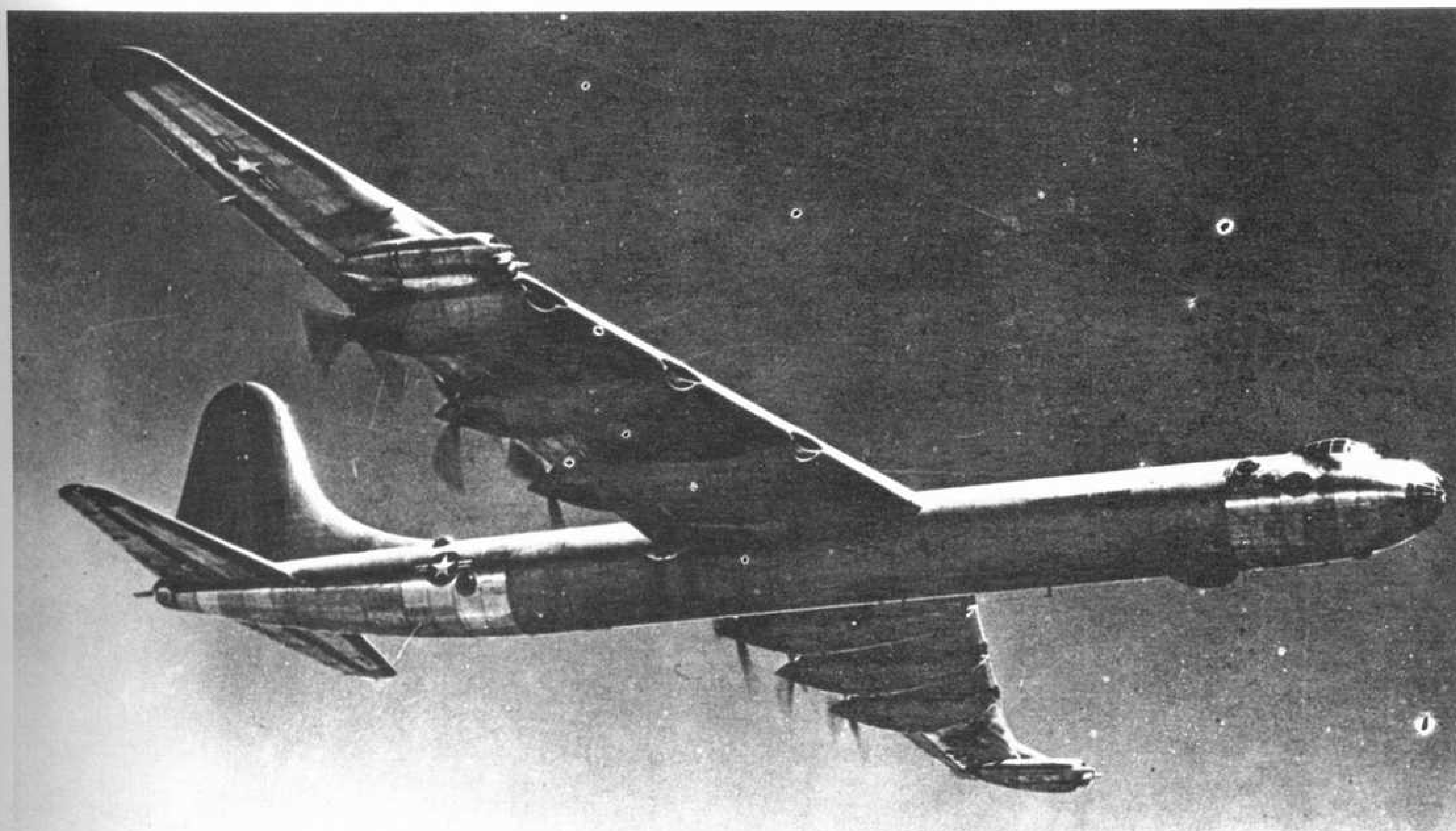
Fabricado en un total de 385 ejemplares, al cual se agregó el único prototipo de trasporte XC-99 que unió alas, motores, empenajes y tren de aterrizaje del B-36B a un panzudo fuselaje con dos puentes, capaz de trasportar en forma alternada 400 soldados equipados, 300 camillas o 45359 kg de mercancías, y que efectuó su primer vuelo el 23 de noviembre de 1947, el B-36 fue realizado en seis versiones básicas (A, B, D, F, H, J), que dieron lugar inclusive a tres variantes de reconocimiento estratégico (RB-36D, RB-36F, RB-36H), además de los dos prototipos XB-36 e YB-36A.

Las diferencias entre XB-36 e YB-36A (este segundo fue obtenido modificando, durante la construcción, el segundo XB-36 ordenado en 1941) consistieron sobre todo en la capota con forma de cúpula del puesto de pilotaje, adoptada en el segundo para mejorar la habitabilidad y la visibilidad, y en la adopción de los parantes principales del tren de aterrizaje con carritos de cuatro ruedas, en reemplazo de las grandes ruedas individuales (de 2,794 m de diámetro) empleadas en un principio en el XB-36. El siguiente B-36A, primer modelo de serie, comenzó sus vuelos en el verano de 1947, y los 22 ejemplares fabricados sin armamento defensivo fueron empleados para la puesta a punto del nuevo bombardero y para el adiestramiento de las tripulaciones. Luego siguió el B-36B, cuyos vuelos comenzaron en julio de 1948, y que fue esencialmente idéntico al A, salvo por la aparición de los puestos defensivos y por la adopción de motores más potentes, y que constituyó la primera versión operativa del avión.



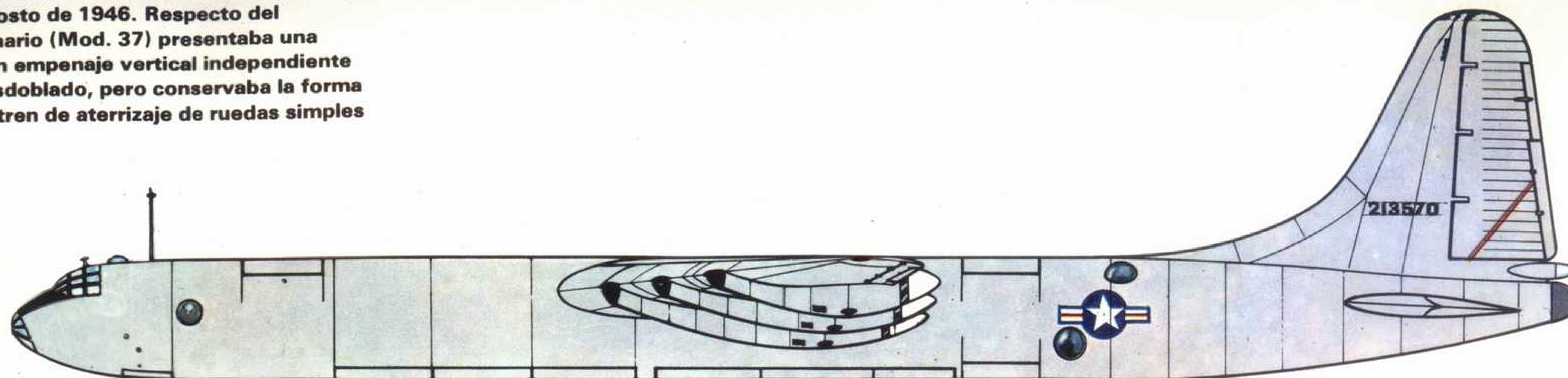




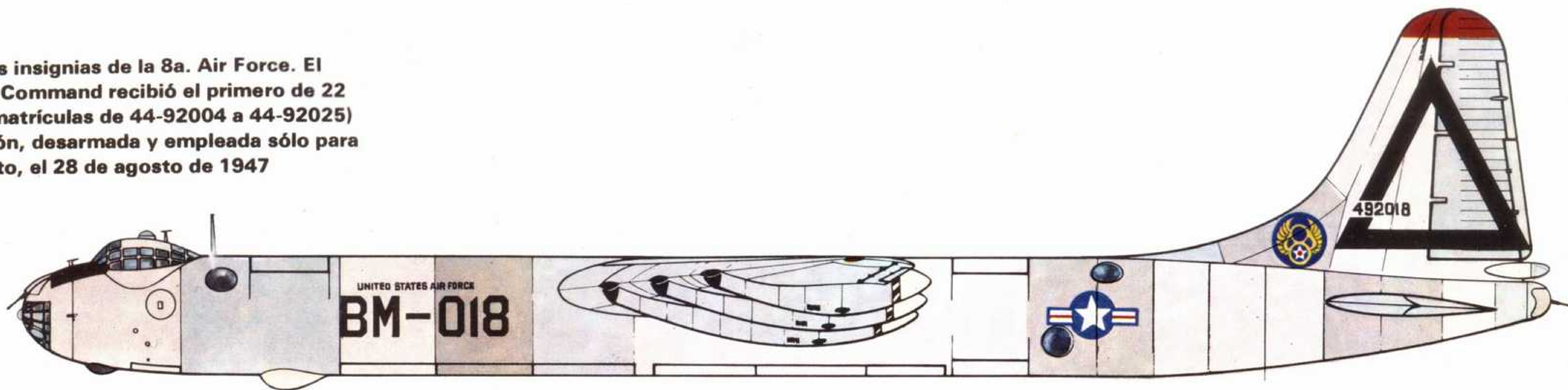


Arriba, en orden descendente: aterrizando en Fort Worth después del primer vuelo (el 11-7-1949), el prototipo de la versión B-36D, caracterizado por el agregado de cuatro turborreactores en dos ménsulas debajo de las semialas. En este ejemplar los reactores eran del tipo Allison J-35. Los modelos de serie tuvieron, en cambio, los General Electric J-47 (Archivo Bignozzi). El prototipo XB-36 fue utilizado durante mucho tiempo para experimentos varios, de los cuales se instaló un tren de aterrizaje de oruga, con el que comenzó a volar el 29 de marzo de 1950 (Archivo Catalanotto). Uno de los 64 B-36B convertidos en decamotores B-36D, junto a una réplica del biplano Curtiss, que en su época decolaba en un espacio menor que la envergadura del gigantesco bombardero (Archivo Bignozzi). Izquierda: el tercero y último de los B-36B trasformados a la versión D; la matrícula era 44-92095 (Archivo Catalanotto)

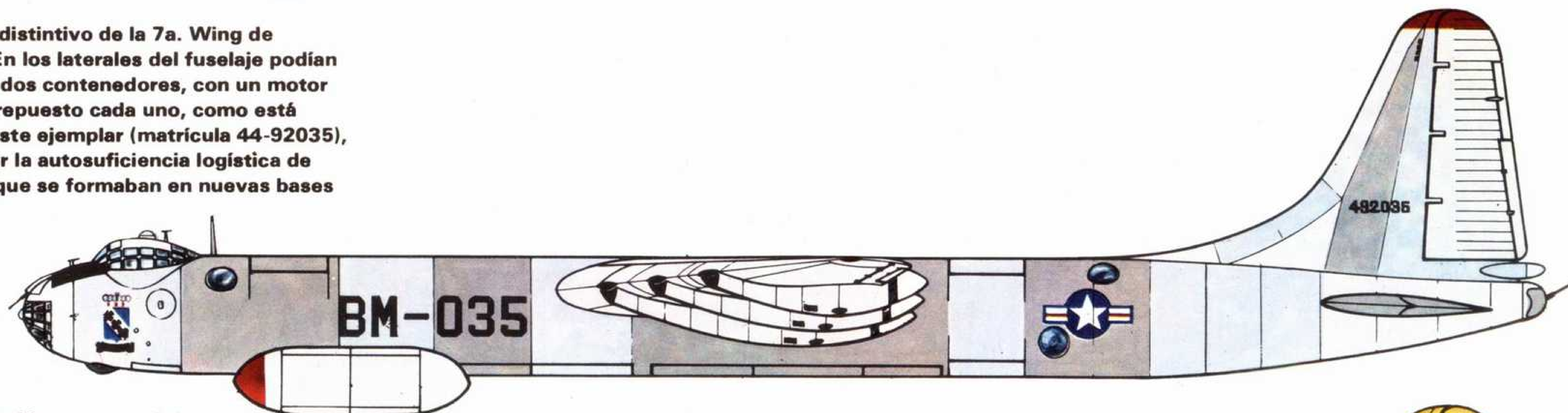
El prototipo XB-36, matrícula 42-13570, que voló el 8 de agosto de 1946. Respecto del proyecto originario (Mod. 37) presentaba una nueva cola, con empenaje vertical independiente en lugar de desdoblado, pero conservaba la forma de la proa y el tren de aterrizaje de ruedas simples



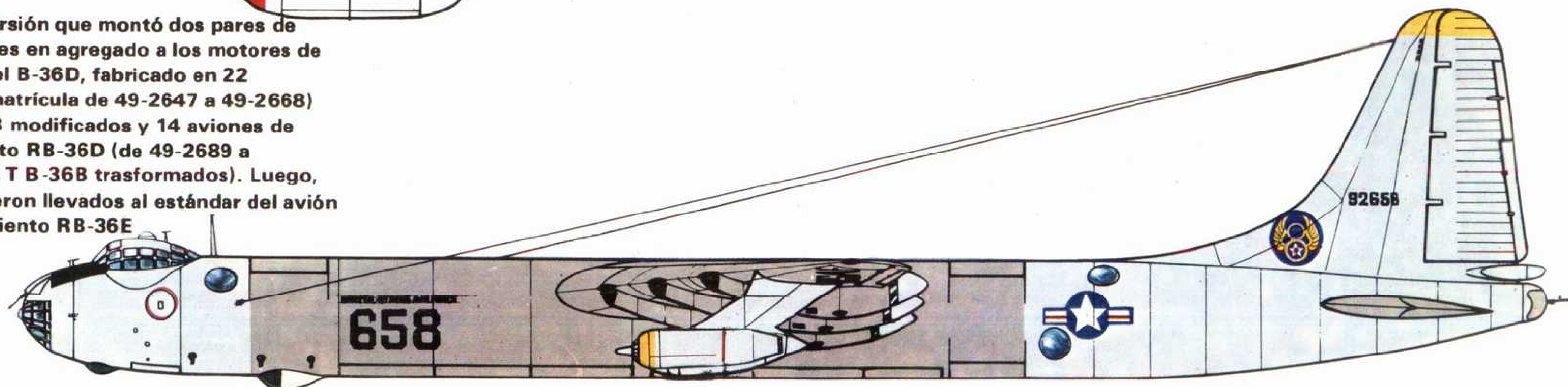
B-36A con las insignias de la 8a. Air Force. El Strategic Air Command recibió el primero de 22 ejemplares (matrículas de 44-92004 a 44-92025) de esta versión, desarmada y empleada sólo para adiestramiento, el 28 de agosto de 1947



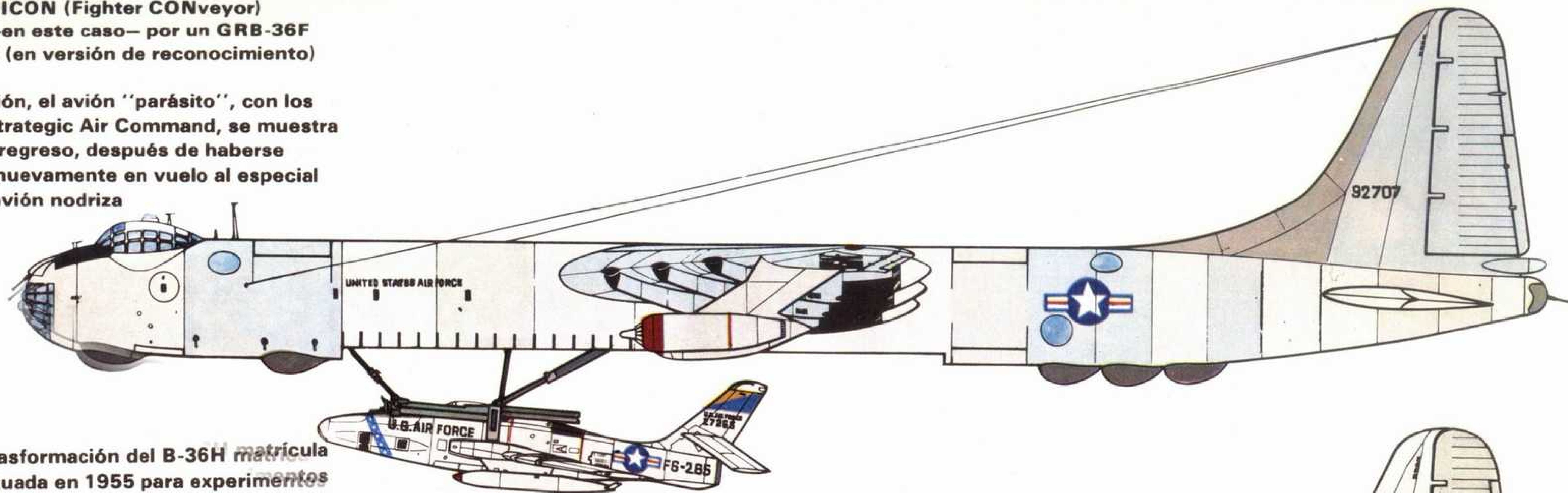
B-36B con el distintivo de la 7a. Wing de bombardeo. En los laterales del fuselaje podían ser aplicados dos contenedores, con un motor completo de repuesto cada uno, como está ilustrado en este ejemplar (matrícula 44-92035), para aumentar la autosuficiencia logística de las unidades que se formaban en nuevas bases



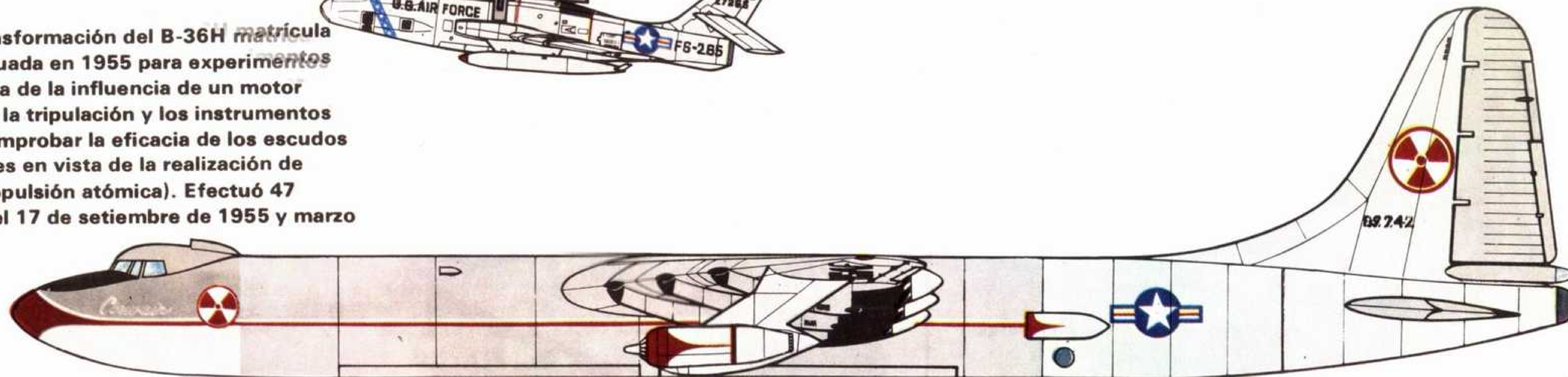
La primera versión que montó dos pares de turborreactores en agregado a los motores de pistones fue el B-36D, fabricado en 22 ejemplares (matrícula de 49-2647 a 49-2668) más 64 B-36B modificados y 14 aviones de reconocimiento RB-36D (de 49-2689 a 49-2702, más T B-36B trasformados). Luego, casi todos fueron llevados al estándar del avión de reconocimiento RB-36E



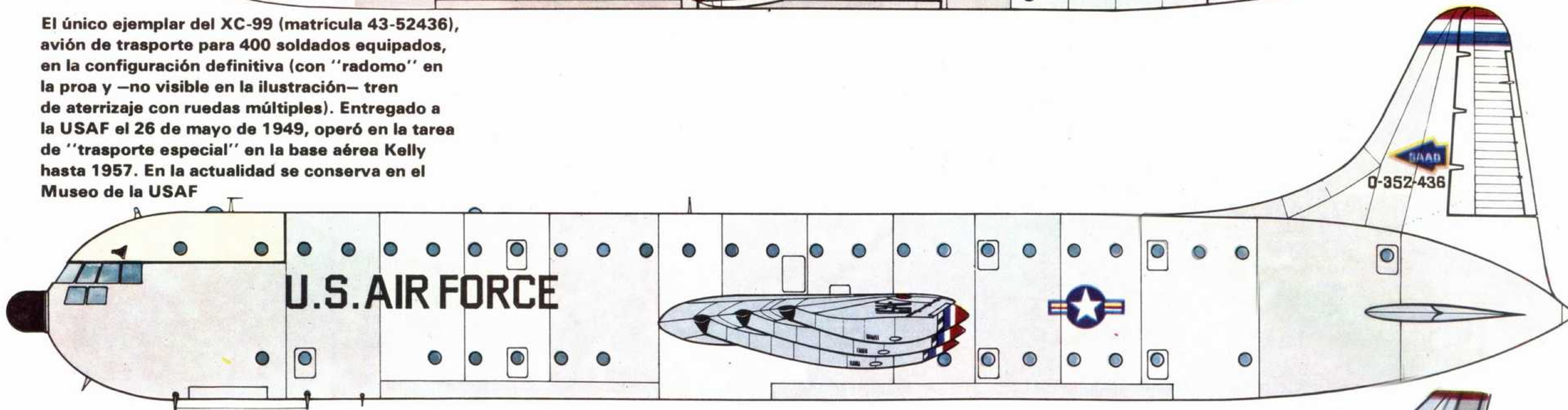
El conjunto FICON (Fighter CONveyor) constituido —en este caso— por un GRB-36F y por un caza (en versión de reconocimiento) RF-84K.
En la ilustración, el avión ''parásito'', con los colores del Strategic Air Command, se muestra en la fase de regreso, después de haberse enganchado nuevamente en vuelo al especial trapecio del avión nodriza



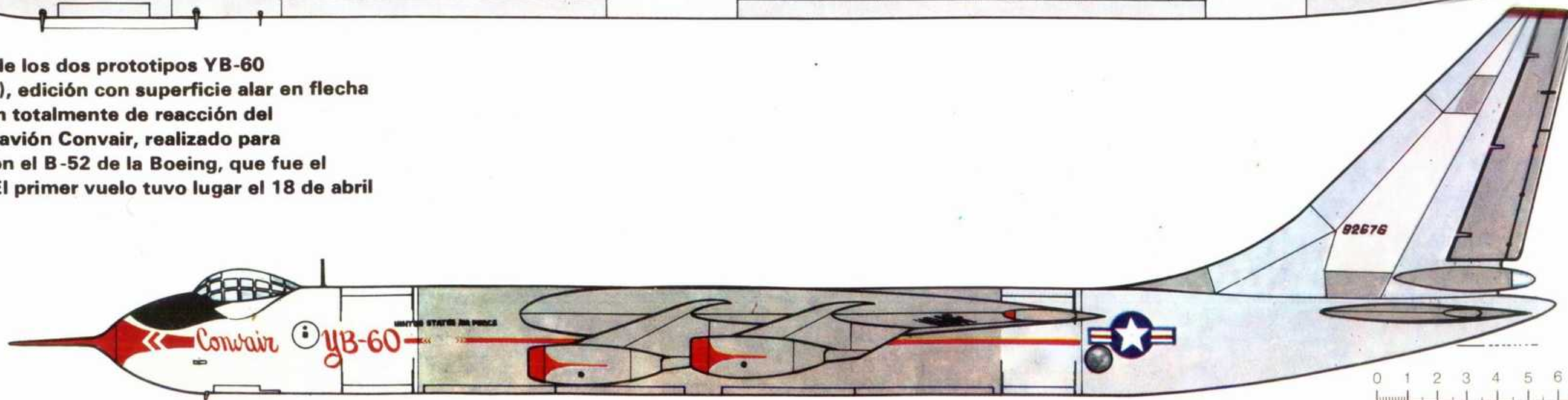
El NB-36H, trasformación del B-36H matrícula 51-5712 efectuada en 1955 para experimentos en vuelo acerca de la influencia de un motor atómico sobre la tripulación y los instrumentos (sirvió para comprobar la eficacia de los escudos antirradiaciones en vista de la realización de aviones de propulsión atómica). Efectuó 47 vuelos, entre el 17 de setiembre de 1955 y marzo de 1957



El único ejemplar del XC-99 (matrícula 43-52436), avión de trasporte para 400 soldados equipados, en la configuración definitiva (con ''radomo'' en la proa y —no visible en la ilustración— tren de aterrizaje con ruedas múltiples). Entregado a la USAF el 26 de mayo de 1949, operó en la tarea de ''trasporte especial'' en la base aérea Kelly hasta 1957. En la actualidad se conserva en el Museo de la USAF



El primero de los dos prototipos YB-60 (ya YB-36G), edición con superficie alar en flecha y propulsión totalmente de reacción del gigantesco avión Convair, realizado para competir con el B-52 de la Boeing, que fue el vencedor. El primer vuelo tuvo lugar el 18 de abril de 1952



0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 m

vincenzo cosentino





En orden descendente: en enero de 1951, seis B-36D, de los 22 fabricados como tales, efectuaron un vuelo desde los Estados Unidos a Inglaterra, trasladándose sin escala desde la Carswell Air Force Base (Texas) a Lakenheat, en Suffolk. Los aviones pertenecían a la 7a. Wing de la 8a. Air Force. Uno de los 12 GRB-36F, H y J, modificados para el desenganche y la recuperación en vuelo de un avión de reconocimiento GRF-84F. Las primeras pruebas habían comenzado en mayo de 1953 con los GRB-36D. En la fotografía, el GRB-36F matrícula 49-2707. El gigantesco avión de trasporte XC-99, realizado aplicando un nuevo fuselaje con dos puentes a la superficie alar del B-36. El único ejemplar, matrícula 43-52436, comenzó los vuelos el 23 de noviembre de 1947 y fue utilizado durante diez años para trasportes especiales. En la fotografía, el avión después de la adopción del tren de aterrizaje multirruedas. En 1952 voló el YB-60, desarrollo del B-36 con superficie alar en flecha y propulsión a reacción. La sigla original era YB-36G; la matrícula del primer ejemplar era 49-2676.

Realizado en 73 ejemplares, el B-36B abrió el camino al siguiente B-36D (del cual se fabricaron 96 ejemplares, en gran parte obtenidos modificando algunos B-36B), que voló en marzo de 1949 con cuatro reactores auxiliares Allison J-35 en góndolas subalares. Éstos, en el B-36D y en todas las versiones siguientes, fueron sustituidos con los más potentes General Electric J-47, que permitieron grandes mejoras de las performances, haciendo posible la realización del avión de reconocimiento RB-36D, con 14 cámaras fotográficas instaladas en dos de los cuatro compartimientos de bombas. Modernizando los B-36A y el segundo prototipo YB-36A, e instalando en éstos los mismos motores de hélice y de reacción empleados en el B-36D, se obtuvo el avión de reconocimiento RB-36E, mientras que la adopción de los más potentes Pratt & Whitney R-4365-3, capaces de suministrar una potencia superior en más de un 25 por ciento respecto de los P & W. de los prototipos y de los B-36A, caracterizó a los 28 B-36F y a los 24 RB-36F. El GRB-36D, del cual se prepararon unos doce ejemplares (obtenidos modificando algunos B-36D), constituyó un experimento para estudiar la posibilidad de proveer al bombardero estratégico de un caza parásito de escolta, para la defensa en los cielos enemigos, pero la decepcionante prueba del pequeño caza McDonnell XF-85 "Goblin", experimentado utilizando como avión nodriza un B-29 convenientemente modificado, marcó el fin de este intento. Sin embargo, la misma técnica fue empleada nuevamente en los GRB-36F, H y J, empleando al gran hexamotor como avión nodriza para algunos monorreactores Republic F-84F modificados convenientemente (RF-84K) para misiones de reconocimiento fotográfico de gran alcance y, según parece, de ataque con artefactos termonucleares sobre objetivos cuya protección fuese tal que hiciera demasiado vulnerable al B-36.

Las últimas versiones del B-36 fueron la H y la J anteriormente citadas, de las cuales se fabricaron 154 ejemplares (73 como RB-36H) y 33 ejemplares respectivamente. Los últimos desarrollos del hexamotor Convair superaron, en cuanto a peso máximo, las 180 toneladas, requiriendo refuerzos del ala y del tren de aterrizaje, y también tuvieron características más brillantes de techo teórico (en especial en los últimos ejemplares, más livianos, de la serie J, denominados "peso pluma"). El NB-36H fue un H modificado para experimentos acerca de las técnicas de protección del reactor nuclear instalado a bordo, que efectuó su primer vuelo el 17 de setiembre de 1955, y empleado para la obtención de datos para el estudio del proyectado X-6, que debería ser un B-36 a propulsión nuclear. También quedó en la fase de proyecto el B-36C, en el cual se había previsto una ubicación más tradicional de los motores en instalaciones de tracción, mientras que el B-36G, variante de reacción del avión y con alas y empenajes en flecha, fue fabricado en dos prototipos siglados YB-60, con ocho turborreactores P. & W. J 57 en cuatro góndolas subalares. Los vuelos de prueba de los nuevos aviones a reacción comenzaron el 18 de abril dc 1952, pero las performances verificadas resultaron netamente inferiores a las que se esperaban del futuro Boeing B-52 "Stratofortress" y, de este modo, el último desarrollo del B-36 fue abandonado.

Su empleo

El apelativo no oficial de "Peacemaker" (= constructor de paz) ilustra en forma apropiada, toda la carrera operativa del B-36, que nunca fue empleado en acciones bélicas, pero que fue, sin embargo, una de las más importantes armas de la guerra fría, y desempeñó un papel importante al establecer una paz basada en el equilibrio del terror.

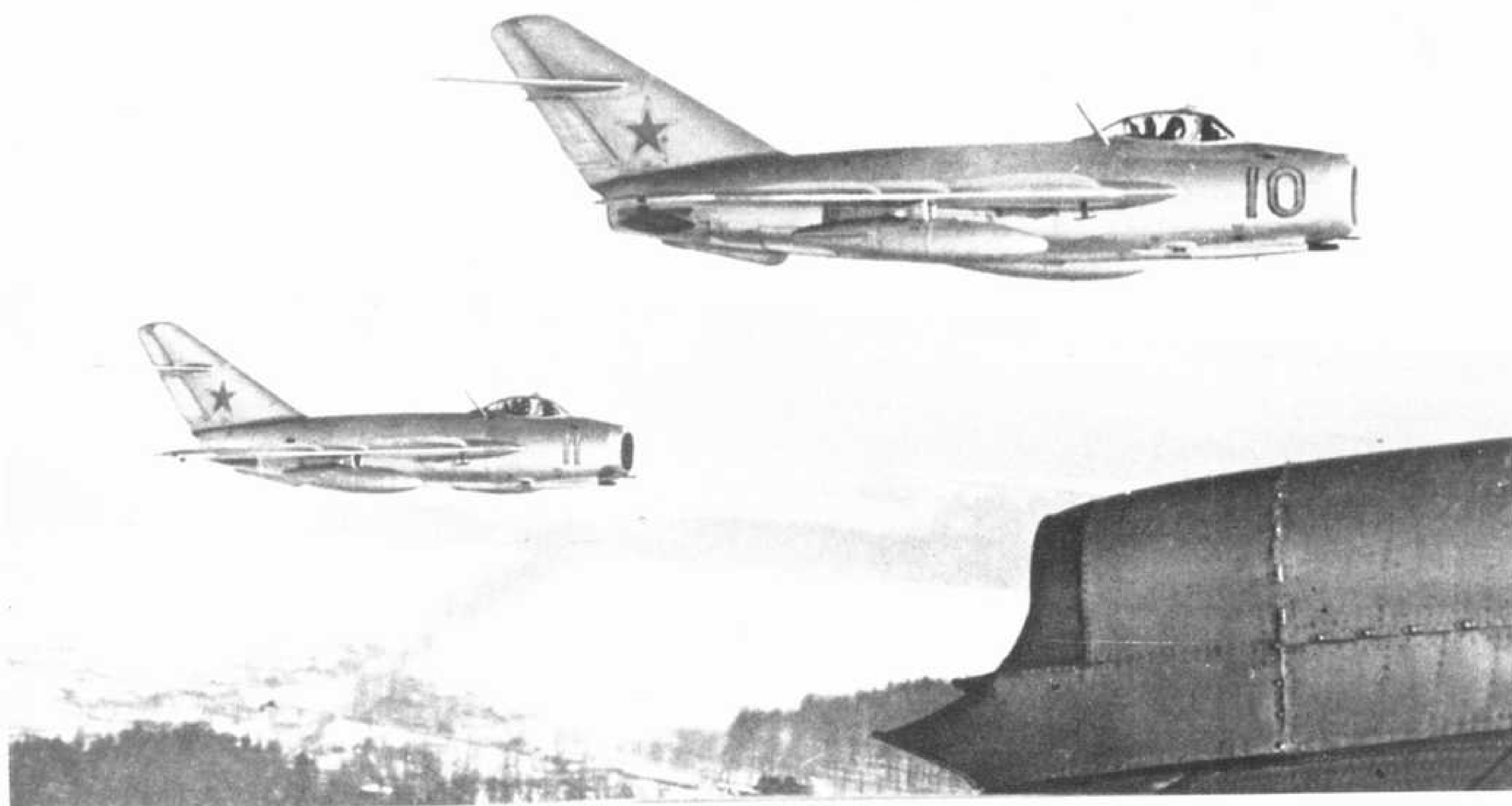
El gigantesco hexamotor, que fue destinado al Strategic Air Command de la USAF hasta febrero de 1959, durante toda su carrera fue objeto de despiadadas polémicas, especialmente por obra de la U.S. Navy, en las cuales se discutieron, sobre todo, su alto costo (más de seis millones de dólares de la época para cada uno de los primeros 95 ejemplares, y casi cinco para cada uno de los siguientes 75, ordenados en 1949, prescindiendo además de los 39 millones de dólares que habían costado los dos prototipos) y su limitada capacidad ofensiva, cuando le fuera opuesta una moderna defensa.

En realidad, el B-36 había llegado demasiado tarde, porque sus características de velocidad y de techo práctico, además del poderoso armamento defensivo, le habrían permitido imponerse, dado el caso, a los últimos caza de hélice de la Segunda Guerra Mundial, pero no a los aviones de reacción que habían sucedido a éstos y, sobre todo, al MiG-15, claramente proyectado para oponerse a altísimas alturas a los bombarderos enemigos.

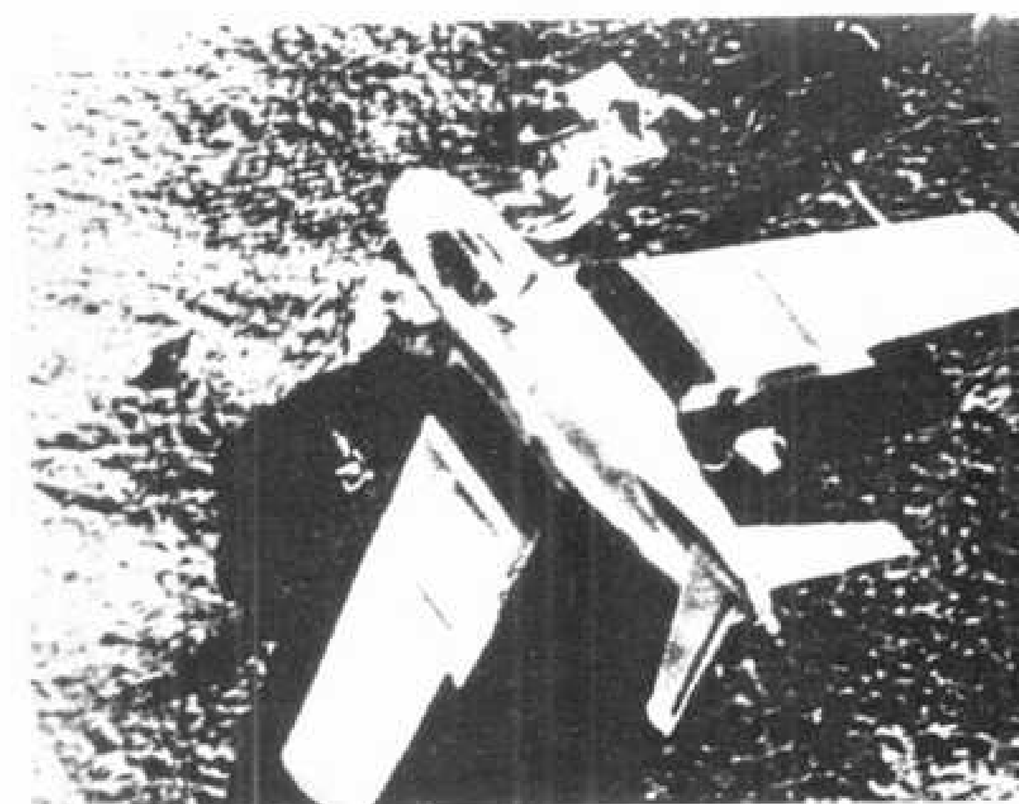
La aparición del nuevo caza soviético y el inminente advenimiento de los misiles tuvieron como resultado el hecho de que, cuando el B-36 entró en servicio, la época del bombardero pesado, protegido por un poderoso armamento defensivo y con excepcionales posibilidades de carga, ya estaba en el ocaso. A pesar de las pruebas que suministró un B-36B en 1948, desenganchando en el curso de maniobras cinco toneladas de bombas en la mitad del recorrido en un vuelo de más de 13000 km, y dos bombas de 19501 kg en una misión similar de casi 4700 km, y los vuelos de más de 50 horas, sin reabastecimiento en vuelo, de los B-36 con depósitos suplementarios de fuselaje, el bombardero de hélice ya no tenía ninguna posibilidad de sobrevivir, y los nuevos bombarderos estratégicos con motores a reacción se preparaban para reemplazarlo.

En varios museos aeronáuticos estadounidenses se conservan en la actualidad cuatro B-36, y un grupo de apasionados de Fort Worth está tratando de poner nuevamente en actividad un quinto hexamotor sobreviviente, el último B-36J fabricado.

MIKOYAN-GUREVIČ MiG - 15/17



Fotografiados desde a bordo de un Il-18, dos MiG-17 (izquierda) de la primera versión operativa indicada por el código NATO como "Fresco A" (Foto Tass).
Abajo: el primer MiG-15 examinado por los occidentales, un ejemplar que aterrizó en una pequeña isla danesa a comienzos de la década de 1950 (Archivo Bignozzi).
Más abajo: el MiG-15 entregado a los aliados por un piloto de Corea del Norte tentado por la recompensa de 100000 dólares, que se prometía a quien trajera un MiG intacto. El avión está fotografiado inmediatamente después de su captura, aún con las insignias de Corea del Norte, pero la censura borró el númer[illegible] en la proa (Associated Press)



CARACTERISTICAS		MiG-15	MiG-15bis	MiG-15UTI	MiG-17	MiG-17F	MiG17PFU
Envergadura	m	10,08	10,08	10,08	9,63	9,63	9,63
Largo	m	10,04	10,04	10,04	11,09	11,09	11,21
Altura	m	3,70	3,70	3,70	3,80	3,80	3,80
Superficie alar	m²	20,60	20,60	20,60	22,60	22,60	22,60
Peso vacio	kg	3 382	3 774	—	—	—	—
Peso total	kg	4 806	5 022	4 850	—	5 340 (máx. 6 069)	6 123
Velocidad máxima	km/h	1 050 a 0 m. 983 a 1 000 m	1 075 a 0 m 1 046 a 6 096 m	1 015 a 0 m	—	1 145 a 3 000 m 1 071 a 10 000 m	1 019 a 10 668 m
Trepada		42 m/s a 0m. 1,5 a 15 000	51,3 m/s a 0 m	a 5 000 m en 2'6''	—	máx. 65 m/seg	a 12 192 m en 8'2''
Techo operativo	m	15 000	14 630	—	—	16 600 (con comb. post.)	16 193
Radio de acción	km	1 420 (máx. 1 920)	—	679 (máx. 1 424)	—	470 (máx. 970)	579
Motor tipo		RD-45	VK-1	RD-45FA	VK-1	VK-1F	VK-1G
Potencia	kg/emp.	2 270	2 700	2 700	2 700	2 600 (3 380 con comb. posterior)	2 600 (3380 con comb. posterior)

Una etapa fundamental en la evolución de los aviones de caza soviéticos, e importante para la historia de la aviación en sentido general, está constituida por el MiG-15, el avión con el cual la VVS llegó a un nivel de calidad bastante próximo al estadounidense y del que nació una estirpe de caza doblemente importante: por haber permitido equipar con material eficiente todas las fuerzas aéreas del "bloque oriental" y de países simpatizantes —resultando ser el avión de reacción fabricado en el mayor número de ejemplares, por cierto superiores a los 20000— y por haber fijado los cánones de una filosofía de planeamiento que terminó influyendo también en las construcciones similares en Occidente. Ésta resultaba de una feliz unión entre la utilización de los últimos resultados a los que habían llegado los técnicos alemanes y la tradicional tendencia de los proyectistas rusos hacia la simplicidad y el poco peso. El MiG-15 representó un excelente comienzo para toda una familia de caza con ala en flecha, capaces de velocidades transónicas en vuelo horizontal y supersónica en picada y, aun presentando mu-



Uno de los dos MiG-17F (''Fresco C'' en el código NATO) sirios que en agosto de 1968 aterrizaron en territorio de Israel, en Bezet, Galilea. Los pilotos declararon haber cometido un error de navegación durante un vuelo de adiestramiento, y haber confundido la escala de Israel con la base siria de Latakia. Aparte, están ilustradas las insignias de la federación de las repúblicas árabes adoptadas por primera vez en octubre de 1973. Aviones MiG-17 con estas insignias participaron en la guerra del Ramadan en el frente de Golan









En la pequeña protuberancia en la parte superior de la toma de aire está encerrado el objetivo de la cinefotoametralladora que actuaba durante el combate; en la superficie inferior de la semiala izquierda se puede observar el faro de aterrizaje, y en la punta del ala la pequeña antena del radioaltímetro. En la parte anterior del fuselaje, las góndolas que contienen los cañones: un N-37 de 37 mm a la derecha y dos NS-23 de 23 mm a la izquierda. El número individual en cifras árabes colocado en los costados de la trompa y repetido en la deriva es 1033. En el perfil en tierra ha sido omitido por razones de claridad el depósito suplementario de 400 litros

0 1 2 m

roberto terrinoni









En orden descendente: el ejemplar capturado en Corea, provisto de las insignias americanas, en su primera presentación en público que se produjo el 24 de febrero de 1954, en la base aérea Wright Patterson (Ohio) (U.P.). Piloteado por el capitán H.E. Collins, el mismo MiG en exhibición en la Wright Patterson (A.P.). Con una nueva disposición de las leyendas, el MiG-15, adquirido por la USAF que le asignó la matrícula 54-7616, ahora se conserva en el Museo de la Air Force. La compacta configuración del caza soviético se destaca en esta fotografía de un MiG-15bis de fabricación polaca; se observan los flaps más bajos y el portillo de inspección abierto. En Polonia el avión estaba designado LIM-2. Abajo: el 3 de marzo de 1962, un piloto de China Popular, el subteniente Lui Cheng Shih, aterrizó con su MiG-15bis en la isla de Formosa (U.P.)

chos defectos, representó no sólo un arma temible sino, sobre todo, el punto de partida para realizaciones más avanzadas. Por lo tanto, no asombra el hecho de que inclusive aviones sucesivos de la misma oficina técnica (que conservan aún hoy los nombres de Artem I. Mikoyan y Mihail Gurevič, desaparecido hace ya tiempo) hayan constituido para Occidente una amenaza y un desafío técnico.

Su técnica

El MiG-15 era un monorreactor con toma de aire en la trompa, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil, con empenajes y ala de marcada flecha.

El ala del MiG-15, con flecha de 41° en el borde de ataque, ligero diedro negativo (−3°), bastante alargada y sólo ligeramente convergente, estaba basada en perfiles con un espesor del once por ciento, constante a lo largo de toda la envergadura. Ésta estaba constituida por las dos semialas y por el pequeño plano central que atravesaba el fuselaje, y estaba basada en dos largueros, de los cuales el anterior tenía una característica planta en Y, bifurcándose aproximadamente a un tercio de la semienvergadura. En los compartimientos triangulares entre los dos brazos de la Y y los laterales del fuselaje, se retraían los parantes posteriores del tren de aterrizaje, y los brazos posteriores de la Y, perpendiculares al eje del avión, se unían en correspondencia con la raíz de la semiala al larguero posterior, al cual estaban articulados los alerones, equilibrados y balanceados aerodinámicamente (el izquierdo provisto de aleta correctora), y los hipersustentadores de intradós, con una angulación máxima de 55°. El ala estaba provista de cuatro placas de antideslizamiento lateral de la capa límite, extendidas a lo largo de toda la cuerda, dispuestas de la siguiente manera: las externas un poco más adentro de la raíz de los alerones, y las internas aproximadamente en la mitad de las secciones alares que se extendían desde las primeras hasta el fuselaje.

El fuselaje de sección circular, del clásico tipo monocasco reforzado de aleación liviana, estaba constituido por dos secciones, unidas entre sí a la altura de la raíz del larguero alar posterior. La sección anterior, en la que estaban instalados los aparatos de radio, el armamento y el puesto de pilotaje, estaba ocupada en gran parte por las canalizaciones para la conducción del aire, que desde la simple y eficiente toma de proa llegaban al compartimiento del reactor bifurcándose y pasando por los costados de la cabina presurizada. En la misma sección se retraía (hacia adelante) el parante anterior del tren de aterrizaje; también estaban instalados los depósitos de combustible, colocados uno a espaldas del piloto y otro debajo de la cabina, para una capacidad total de 1460 litros, y estaban dispuestas las uniones de la bancada que llevaba el motor, un turborreactor Klimov RD-45 (o VK-1), con compresor centrífugo de doble entrada, nueve cámaras de combustión y turbina de una etapa, directamente derivado del inglés Rolls-Royce "Nene".

La sección posterior del fuselaje, en cuyos costados (en posición bastante retraída) estaban dispuestos los frenos aerodinámicos automáticos, alojaba motor y tobera de salida, y a ésta se unía la deriva.

A la misma, que tenía estructura de triple larguero, se encontraba unido rígidamente el estabilizador de doble larguero, al cual estaban articulados los dos semielevadores, provistos de aletas correctoras. El timón, compuesto por dos elementos dispuestos uno en la parte superior y otro en la parte inferior del empenaje horizontal tenía, en cambio, una pequeña aleta regulable en tierra, mientras que todas las superficies móviles de los planos de cola se hallaban provistas de contrapesos en los extremos.

El tren de aterrizaje, estudiado para permitir el empleo del avión aun sobre terrenos someramente preparados, tenía parantes con brazo oscilante y amortiguadores oleoneumáticos. Las instalaciones del MiG eran extremadamente simples (sobre todo en las primeras series, volviéndose posteriormente, sin embargo, más elaboradas), y comprendían radio receptor-trasmisor, radiogoniómetro, compás a distancia y radioaltímetro. El equipo hidráulico impulsaba los accionadores del tren de aterrizaje, de los hipersustentadores y de los frenos aéreos, y el piloto disponía de equipo para la inhalación de oxígeno. Debajo del ala, aproximadamente en correspondencia con la raíz de los alerones, podían ser aplicados dos depósitos desenganchables de 250 litros aproximadamente, mientras que el pesado armamento, agrupado en un conjunto que podía bajarse para facilitar el mantenimiento de las armas y el reabastecimiento de las municiones, se constituía de un cañón N-37, dispuesto debajo del costado derecho de la trompa, y dos NR-23 bajo el izquierdo, respectivamente con 40 y 160 proyectiles de 37 y 23 mm.

El MiG-15 estaba provisto de mira de tiro giroscópica y de cineametralladora, dispuesta esta última, en el labio superior de la toma de aire, en cuyo diafragma vertical había sido colocado, en un principio, el faro de aterrizaje. Éste, en las series siguientes del avión (que fueron provistas de aparatos electrónicos más completos, comprendiendo también un equipo IFF), pasó debajo de la semiala izquierda.

El puesto de pilotaje, cubierto por techo corredizo y provisto de asiento eyectable (pero extrañamente carente de instalaciones para el traje anti-g del piloto), estaba protegido en la parte anterior por el vidrio blindado del parabrisas y en la parte posterior por blindajes de acero.



Su evolución

El 30 de diciembre de 1947, el piloto de prueba Viktor N. Iuganov comenzaba las pruebas en vuelo del prototipo designado I-310, o Tipo S; el resultado fue satisfactorio y las pruebas continuaron rápidamente superando a ritmo acelerado todo el *iter* ex-

perimental, tanto es así que en tres meses se llegaba al primer pedido de serie, aun antes de que los prototipos concursantes (el La-168 de Lavočkhin y el Yak-30 de Yakovlev) comenzaran los vuelos. El avión había sido reelaborado respecto del proyecto inicial en marzo de 1946, que a pesar de estar caracterizado por una configuración idéntica (después de varias propuestas, entre las cuales una con empenaje en T) utilizaba, sin embargo, un turborreactor de flujo axial, derivado de los alemanes. La disponibilidad de modernos turborreactores ingleses (Rolls-Royce "Nene" 2 de 2200 kg/empuje) con flujo centrífugo, había sugerido, posteriormente, modificar el fuselaje de manera que pudiera colocarse allí el más voluminoso pero más avanzado motor británico, inmediatamente puesto en producción en la URSS con la sigla RD-45.

Con estos motores volaron los aviones de preserie, en los cuales —así como en el prototipo después de los primeros vuelos— las aletas automáticas en el borde de ataque estaban sustituidas con placas antideslizamiento en el dorso del ala, mientras que los frenos aéreos iban a los costados del cono de popa.

Las performances logradas eran iguales o superiores a las especificaciones y, en general, también el comportamiento en vuelo era satisfactorio; la maniobrabilidad era muy notable, pero la estabilidad direccional era escasa, como también la capacidad de control en las máximas incidencias. Peor aún, viradas muy cerradas llevaban, generalmente, a la caída en tirabuzón. La urgencia de poner en línea un aparato superior a los occidentales (en los Estados Unidos, el F-86A aún estaba en fase de prueba) indujo a los dirigentes soviéticos a dejar pasar estos defectos, además ampliamente superables con un adecuado adiestramiento de los pilotos, y a reequipar las unidades de caza con el brillante avión, que les valió a sus proyectistas el Premio Stalin de 1947 (150000 rublos a cada uno), mientras que, inmediatamente, comenzaba un programa de estudio para eliminar los defectos, y llegar a un aparato igualmente eficiente pero más seguro y eficaz.

Mientras se fabricaba a pleno ritmo el MiG-15 (siglado en Occidente Tipo 14 y luego "Fagot") y su desarrollo biplaza MiG-15UTI ("Midget" para la NATO) para la conversión de los pilotos, Mikoyan y Gurevič (además de mejorar el tipo básico realizando el MiG-15bis y muchas variantes para empleos especiales) se dedicaron así a la revisión del proyecto, realizando tres prototipos que respondían cada uno a una particular directriz de desarrollo. Uno de estos aviones, indicado como SD, apuntaba a performances más elevadas mediante una ulterior estructura más liviana y la adopción de un nuevo motor, un VK-1 (reelaboración del RD-45 debida a Vladimir Ya. Klimov) de 2700 kg de propulsión; el segundo, siglado SP, sirvió para el estudio de la adaptabilidad del avión a tareas de interceptación todo-tiempo y estaba provisto de un radar Izumrud (esmeralda); el tercero, SI, fue el resultado de la reelaboración aerodinámica de la célula para eliminar los defectos del MiG-15. En enero de 1950, el SI comenzaba los vuelos, confiado al piloto de prueba Ivan T Ivaščenko; muy pronto demostró un comportamiento realmente más sano en régimen transónico y en las bajas velocidades, y llevó a la decisión de ponerlo en producción, como MiG-17, para suceder al MiG-15.

La exigencia de no disminuir el ritmo de la producción de este último indujo, sin embargo, a no comenzar la fabricación en serie del MiG-17 antes de la finalización del año siguiente, de modo que el honor de encontrarse entre los protagonistas de los primeros encuentros entre aviones de reacción, en la guerra de Corea, le correspondió al primero, con todas sus limitaciones.

Entre tanto, como ya se ha dicho, el modelo inicial (que también fue fabricado en Checoslovaquia y Polonia, con las siglas S-102 y LIM-1 respectivamente) había cedido el paso al MiG-15bis —edición de serie del tipo experimental SD, que había comenzado sus vuelos en el otoño de 1949— con el motor VK-1y muchas modificaciones, tanto en la dotación radioelectrónica, que ahora comprendía un aparato IFF, radioaltímetro ARK-5, como (en algunos MiG-15 de las últimas series, que montaban las versiones A, F y FA del motor RD-45) en otros detalles, los frenos aéreos más grandes, los hipersustentadores perforados y el faro de aterrizaje instalado en la semiala izquierda en lugar de estar dentro de la toma de aire. El nuevo modelo se distinguirá externamente por la nueva disposición de las antenas, a las cuales se agregaban aquéllas para el radioaltímetro (RV-2 o RV-10), colocadas una debajo de la punta de la semiala izquierda y la otra debajo de la raíz de aquélla de la derecha. En los ejemplares más recientes, los cañones de 23 mm (con 80 disparos cada uno) pasaron del tipo NR (Nudelman-Rikhter) a los más modernos y livianos NS (Nudelman-Suranov) con los cuales la velocidad de tiro aumentaba de 550 a 850 disparos por minuto.

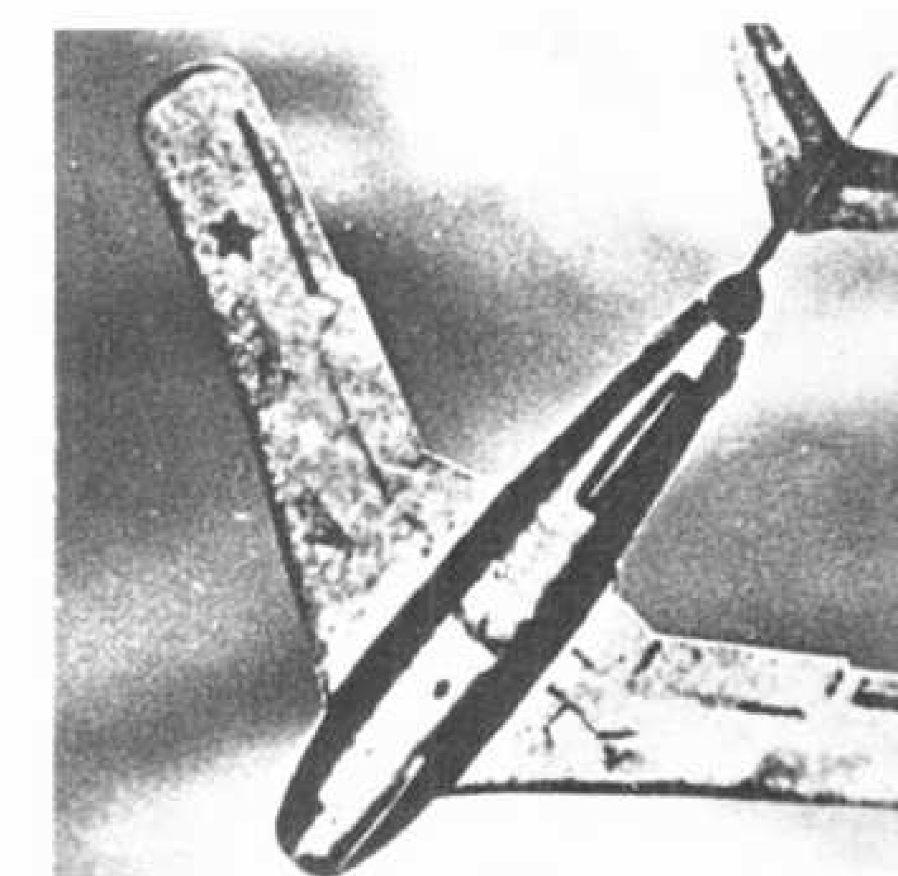
Algunos aviones destinados al reconocimiento fotográfico, con un especial *pod* ventral, fueron siglados MiG-15bis R, mientras que otros fueron adaptados a la tarea de cazabombarderos, con dos largos pilones subalares, cada uno con dos bombas en tándem. El avión también fue fabricado en Checoslovaquia (con la sigla S-103), donde se elaboró una variante de ataque a tierra del mismo (MiG-15SB) con cuatro pilones para cargas externas, paracaídas-freno y uniones para cohetes de decolaje, y una de remolque de blancos (MiG-15T), y en Polonia, con sigla LIM-2. Del tipo experimental SP que había proporcionado las primeras experiencias en materia de empleo todo-tiempo, se elaboró el primer avión de interceptación nocturna de la VVS, modificando un biplaza MiG-15UTI armado con dos cañones NS-23, que tomó la sigla SP-5. Posteriormente, también una cierta cantidad de monoplaza, siglados MiG-15P, recibió el radar Izumrud. El biplaza (armado con un solo NS-23 o una ametralladora UBK-E con 150 disparos), que en Checoslovaquia fue fabricado como CS-102 y en Polonia como SBLim-1, también fue sometido a modificaciones para empleos especiales (como el adiestramiento en el uso del radar Izumrud), mientras que en este último país, varios aviones de la primera serie fueron trasformados en SBLim-2 sustituyendo el empenaje, la parte posterior del fuselaje y el motor con los del MiG-15bis.











En orden descendente: el avión anterior, incorporado a la aviación de China nacionalista reanudó sus vuelos con los nuevos distintivos el 13 de agosto de 1962 (United Press International). El MiG-15UTI, biplaza de adiestramiento, en la edición producida en Checoslovaquia como CS-102 (Aviation Magazine). Decolaje de un MiG-15UTI ("Midget" en el código NATO) en un campo escuela de la aviación soviética (Foto Tass). Confrontación directa entre el MiG-15 y su desarrollo MiG-17. Aquí el MiG-17 tiene los depósitos auxiliares debajo de las alas (Foto Tass). En la vista en planta el MiG-17 revela la nueva forma del ala que lo diferencia de su antecesor (Aviation Magazine)

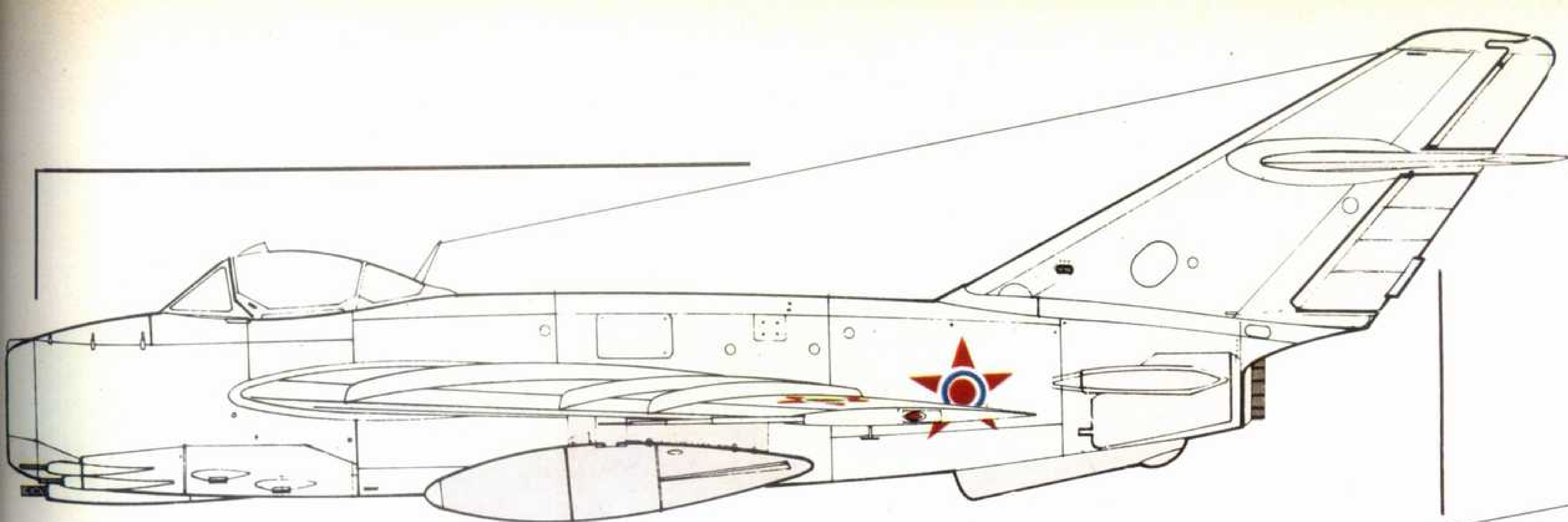
MiG-15bis fabricado bajo licencia en Polonia y designado LIM-2

MiG-15bis modificado para el ataque a tierra con la instalación de pilones alares prolongados para cuatro contenedores lanzacohetes. Cada contenedor llevaba 8 cohetes de 155 mm

MiG-15UTI, versión biplaza de adiestramiento, perteneciente a la HavLv31 de la Ilmavojmat. El armamento está reducido a una sola ametralladora UBK-E de 12,7 mm

MiG-15UTI probablemente fabricado bajo licencia en Checoslovaquia. Difiere del modelo biplaza estándar por la instalación en la trompa del radar Izumrud AI. La modificación fue estudiada alrededor de 1950, y en Checoslovaquia esta variante fue designada SP-5

MiG-17 (''Fresco A'') con las insignias de la FAR (Fuerza Aérea Revolucionaria), denominación adoptada después de 1958 por la aviación militar cubana



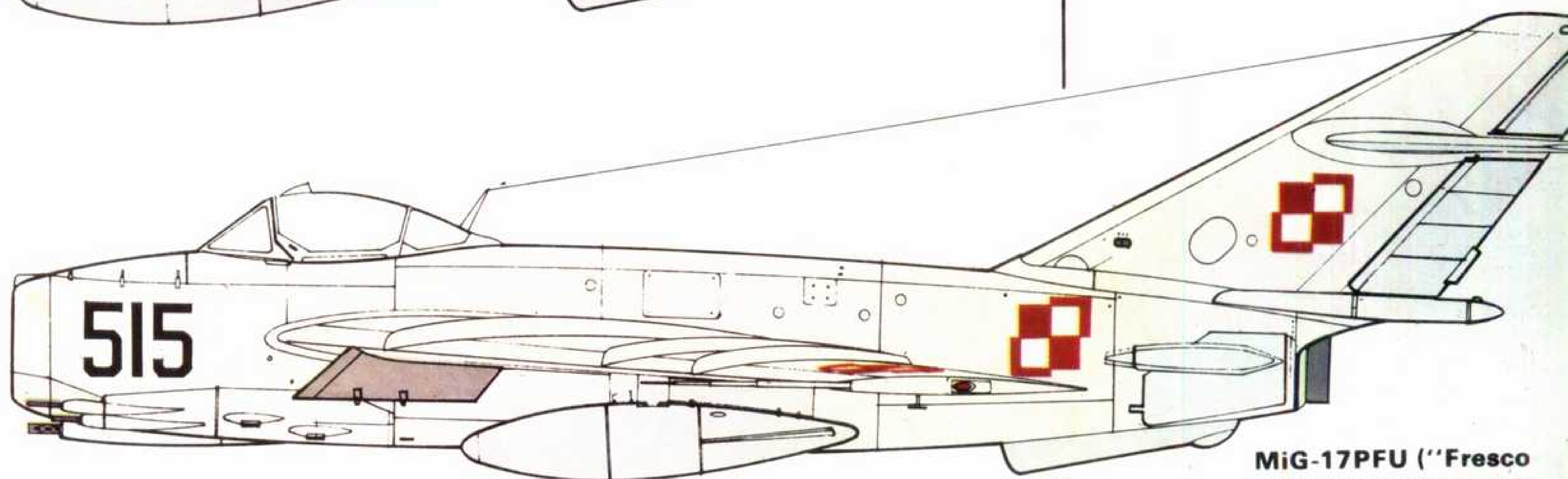
Aquí arriba: MiG-17F ("Fresco C") de la aviación búlgara. El avión representado, perteneciente a la 2a. escuadrilla del 11 grupo de reconocimiento táctico y piloteado por Milusc Solakov, efectuó un aterrizaje forzoso en Acquaviva delle Fonti (Bari), resultando dañado gravemente.
Al lado: MiG-17F con las insignias de China Popular



MiG-17F de la aviación militar camboyana.
El avión ilustrado fue fotografiado en el aeropuerto civil de Phnom Penh



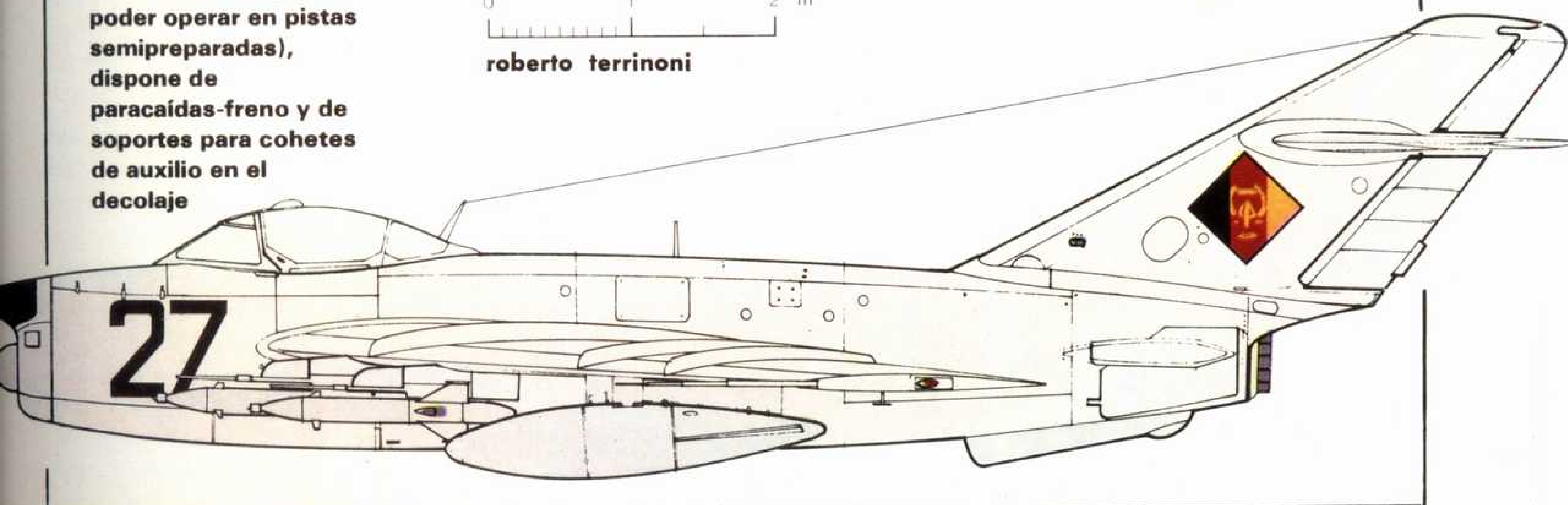
LIM-5M de la Polskie Wojska Lotnicze, variante para el ataque a tierra fabricada bajo licencia en Polonia y derivada del MiG-17F. Este ejemplar está provisto de pilones desmontables para cargas de caída y, perteneciendo a una unidad especializada en el apoyo táctico a corta distancia (para poder operar en pistas semipreparadas), dispone de paracaídas-freno y de soportes para cohetes de auxilio en el decolaje



0 1 2 m

roberto terrinoni

MiG-17PFU ("Fresco E") perteneciente a la aviación militar de la República Democrática Alemana. Empleado como caza todo-tiempo, es la última evolución del MiG-17, derivada de la F y provista de radar en dos radomos en la trompa.
El armamento comprende cuatro misiles aire-aire Alkali



En orden descendente: desde 1954, el MiG-17 fue fabricado intensamente en China; aquí se muestra un ejemplar en la fase de acabado en un establecimiento chino (Hsinhua News Agency). Formación de MiG-17 y MiG-15 de la aviación egipcia. Uno de los dos MiG-17 sirios que aterrizaron por error de navegación en territorio de Israel el 13 de agosto de 1968 (Publiphoto Keystone). Caza nocturnos MiG-17D, identificables por el aparato radar de dirección de tiro dividido en dos elementos, equipados con cuatro misiles aire-aire y depósitos suplementarios. La fotografía data de 1966 (Tass/U.P.)



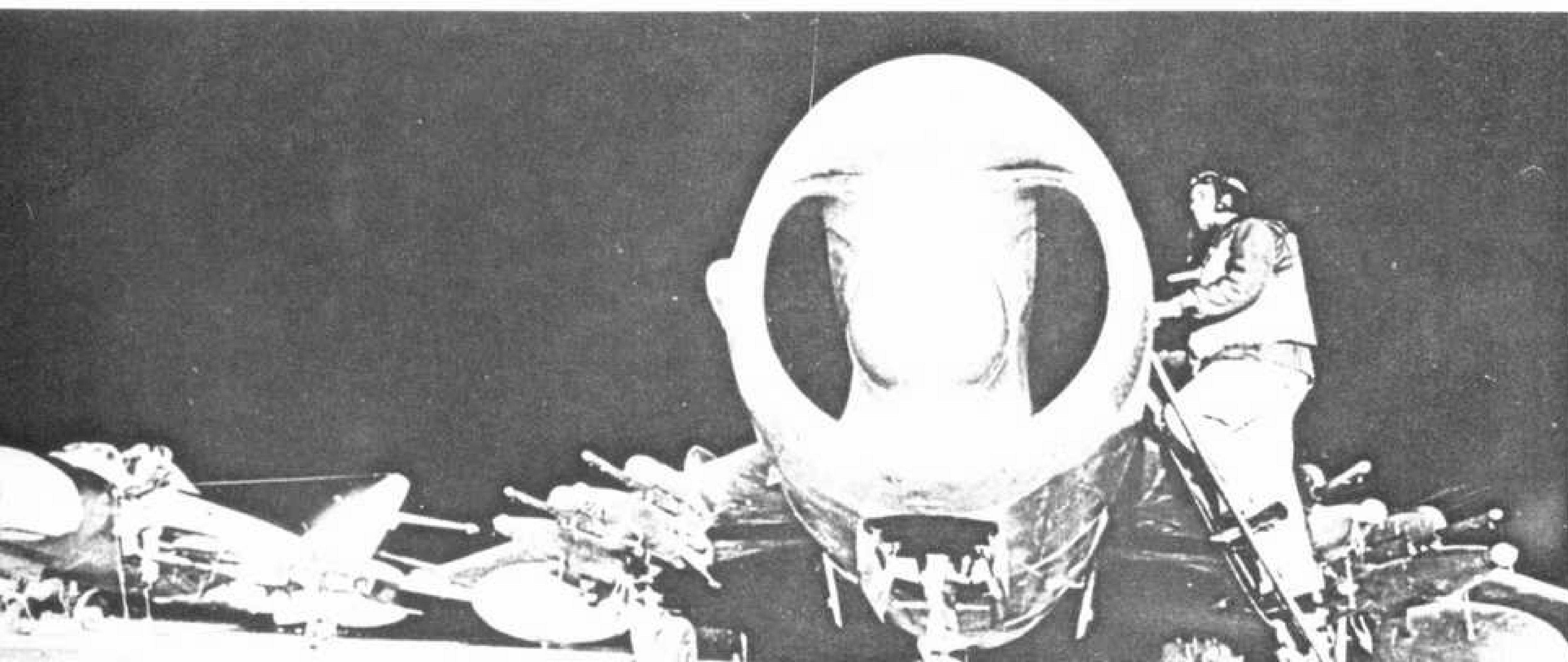




El MiG-17, cuando entró en producción conservó el motor y el armamento estándar del MiG-15bis, a pesar de que muy pronto el cañón N-37 (con 40 disparos) fue sustituido en las variantes todo-tiempo por un tercer NR-23. En el nuevo avión, toda la superficie alar había sido radicalmente revisada, con perfiles más finos (reducción aun más acentuada por la mayor cuerda, que en la raíz pasaba de 2,75 a 3,2 m y en la punta de 1,5 a 1,7 m); una más marcada flecha compuesta (45° en el tramo interno y 42° en los externos del borde de ataque; borde de salida perpendicular al eje del avión en el tramo central, y con 48°32′ en lugar de 42°25′ de flecha para las semialas); puntas redondeadas; diedro negativo llevado de 1° a 3°, y tres en lugar de dos placas antideslizamiento en cada semiala. El fuselaje, mejor acabado, fue alargado (90 cm) en la sección desde el motor al empenaje que, por lo tanto, resultaba más retraído, y sufrió modificaciones sólo de detalle para el plano vertical, mientras que el horizontal estuvo siempre dividido, extrañamente, en parte fija y parte móvil, en lugar de pasar al esquema más moderno con superficie constituida por un solo bloque totalmente móvil, que el F-86 adoptó a partir de la versión E de 1950.

La primera versión de serie, conocida como "Fresco A" en el código NATO, fue seguida por el avión de interceptación con limitada capacidad todo-tiempo MiG-17P ("Fresco B"). Muy pronto se adoptó una versión más potente del motor, el VK-1F de 2600 kg de empuje, provisto de quemador posterior con el cual el empuje aumentaba a 3380 kg, que caracterizó al caza diurno ("Fresco C"), que entró en producción también en China (como F-4), además de Checoslovaquia (S-104) y Polonia (LIM-5P) y el todo-tiempo, MiG-17PF, bautizado por la NATO "Fresco D". De éste, apareció también una versión armada exclusivamente con misiles, cuatro aire-aire "Alkali", que fue fabricado hasta fines de la década de 1950, tanto en una cantidad relativamente limitada de ejemplares, conocidos como MiG-17PFU ("Fresco E"). Del MiG-17F derivaron, en cambio, varias variantes de ataque a tierra y, en especial, Polonia realizó una cierta cantidad de LIM-6, caracterizados sobre todo por el tren de aterrizaje con ruedas dobles que imponía un espesamiento de la sección central del ala, cuyo borde de ataque fue llevado más hacia adelante para mantener la relación espesor/cuerda y en el cual se colocaron alrededor de 800 litros de combustible.

La Polskie Wojska Lotnicze prefirió sin embargo, uno más simple derivado del modelo estándar, el LIM-5M con aviónica mejorada, ulteriores pilones subalares (muy avanzados), paracaídas-freno y soportes para cohetes de decolaje.



Su empleo

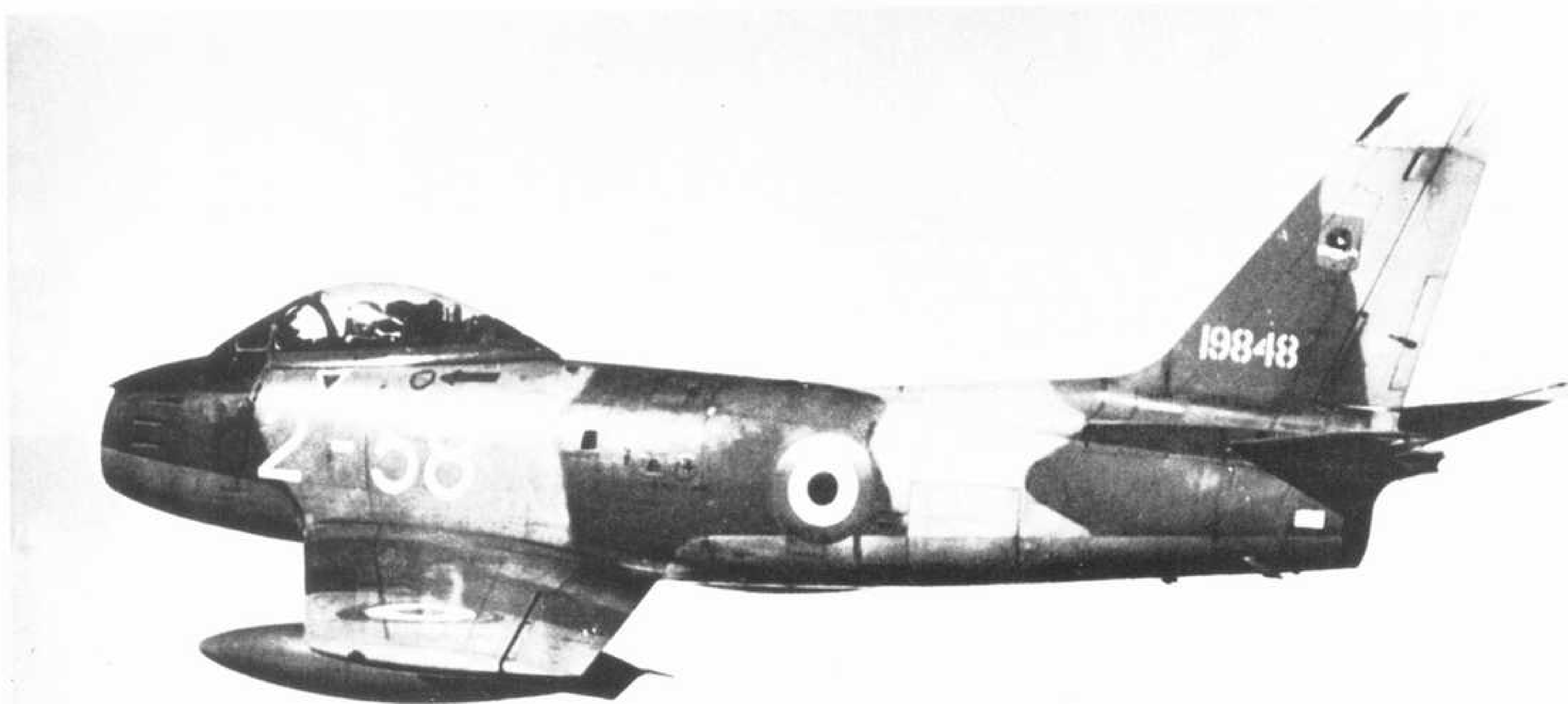
La aparición del MiG-15 se produjo, estruendosamente en la guerra de Corea. Hasta entonces, la existencia del nuevo caza soviético era conocida, pero por cierto no se había evaluado plenamente la importancia de su entrada en línea, que puso a los aviones aliados —casi todos de hélice, mientras que los aviones de reacción presentes eran pocos F-80, es decir, aviones de la primera generación— en una posición extremadamente difícil, de la cual derivó una comprensible sobreevaluación del avión ruso. El primer encuentro se produjo el 18 de noviembre de 1950, cuando seis MiG-15 atacaron otros tantos Mustang sobre la orilla sur del Yalu mientras que la primera batalla entre aviones de reacción, que enfrentó al MiG-15 con el F-80C, tuvo lugar una semana después, exhibiendo el caza soviético una estruendosa superioridad sobre sus enemigos.

Pero cuando en Corea llegaron los primeros Sabre, la situación cambió radicalmente. Si bien eran menos veloces y capaces de un techo práctico notablemente inferior, los F-86A gozaban de un armamento más apto para el combate entre aviones de caza y, sobre todo, de un comportamiento "sano" en todo sentido. Sus pilotos, además —magníficamente adiestrados, contrariamente a los de Corea del Norte y los chinos— supieron aprovechar plenamente estas ventajas, a las que más tarde se sumaron las de la puntería radar, con una mejor maniobrabilidad (desde el F-86E) y con una velocidad finalmente superior (con el F-86F). A ese punto, el "mito" del MiG-15 ya se había desvanecido, pero el avión ruso fue siempre un importantísimo caza, especialmente para las aviaciones "menores".

Por lo tanto, además de haber permanecido durante mucho tiempo en servicio en la URSS (también con la componente aérea de la marina, lo que dio origen a la errada convicción de que existía una variante del mismo para portaaviones), el MiG-15 fue suministrado a todas las aviaciones comunistas —solamente China recibió alrededor de mil de éstos— y a muchas del "Tercer Mundo", también en la variante biplaza, que aún hoy sigue estando en servicio: fueron provistos con ellos Albania, Bulgaria, Checoslovaquia, China, Corea del Norte, Cuba, Egipto, Alemania Oriental, Irak, Polonia, Rumania, Hungría, Vietnam del Norte y Yemen. El MiG-15UTI fue suministrado a Argelia, Finlandia, Indonesia y Siria.

Aun más vasta fue la difusión del MiG-17, que luego tomó parte en una gran cantidad de combates (excluida la guerra de Corea): en especial, en el conflicto vietnamita y en los más recientes encuentros en Medio Oriente. Entre los países cuyas aeronáuticas militares tuvieron (o aún tienen) en servicio a los MiG-17, comúnmente suministrados por China, se pueden recordar Afganistán, Argelia, Bulgaria, Camboya, China, Corea del Norte, Cuba, Egipto, Alemania Oriental, Guinea, Checoslovaquia, Irak, Mali, Nigeria, Polonia, Siria, Somalia, Sri Lanka, Sudán, Uganda y Yemen.

NORTH AMERICAN
F-86 Sabre



Un Canadair "Sabre" Mk.4 versión correspondiente al F-86E, con las insignias de la 2a. Aerobrigada de la Aeronáutica Militar Italiana, con base en Cameri (Novara) (AMI)

CARACTERÍSTICAS		XF-86	F-86A	F-86D	F-86E	F-86F-30	F-86H	F-86K	FJ-3	FJ-4
Envergadura	m	11,314	11,314	11,314	11,314	11,314	11,924	11,314	11,303	11,913
Largo	m	11,442	11,442	12,271	11,442	11,442	11,838	12,475	11,455	11,074
Altura	m	4,502	4,493	4,572	4,508	4,493	4,569	4,572	4,165	4,242
Superficie alar	m²	26,747	26,747	26,747	26,747	28,08	29,116	26,747	28,085	31,463
Peso vacio	kg	4 413	4 578	6 132	4 788	4 940	6 276	6 093	5 536	5 992
Peso total	kg	6 076	6 399(2)	8 248	6 512	8 129	9 911	8 337	7 797	9 131
Peso con sobrecarga	kg	7 456	7 358	9 060	8 775	9 234	11 020	9 100	9 922	10 750
Velocidad máx. a cota 0	km/h	995(1)	1 093	1 114	1 093	1 118	1 114	1 114	1 097	1 094
Velocidad de crucero	km/h	—	858	885	864	837	852	885	847	859
Velocidad inicial de trepada	m/seg	20,32	37,95	61,72	36,88	47,24	65,53	60,96	42,93	38,91
Trepada a la altura de	m	6 096 12 192	12 192	12 192	9 144	12 192	12 192	12 192	12 192	12 192
en el tiempo de		6'12" 24'18"	10'24"	7'12"	6'18"	19'24"	10'48"	7'18"	17'	11'29"
Techo práctico	m	12 588	14 630	15 164	14 386	14 630	15 484	15 188	14 935	14 264
Radio de acción	km	—	531	446	517	737	835	438	371	834 1 35
Alcance de traslado	km	—	1 693	1 238	1 645	2 599	2 913	1 197	2 872	2 391(3) 3 25
Motor tipo		Gen. Electric	Gen. Electric	Gen. Electric	Gen. Electric	Gen. Electric	Gen. Electric	Gen. Electric	Wright	Wright
		J35-C-3	J47-GE-13	J47-GE-17	J47-GE-13	J47-GE-27	J73-GE-3D	J47-GE-17B	J65-W-4B	J65-W-16A
Empuje máximo en el decolaje	kg	1 814	2 359	2 461	2 359	2 681	4 038	2 461	3 449	3 493
con combustión posterior	kg	—	—	3 402	—	—	—	3 402	—	—

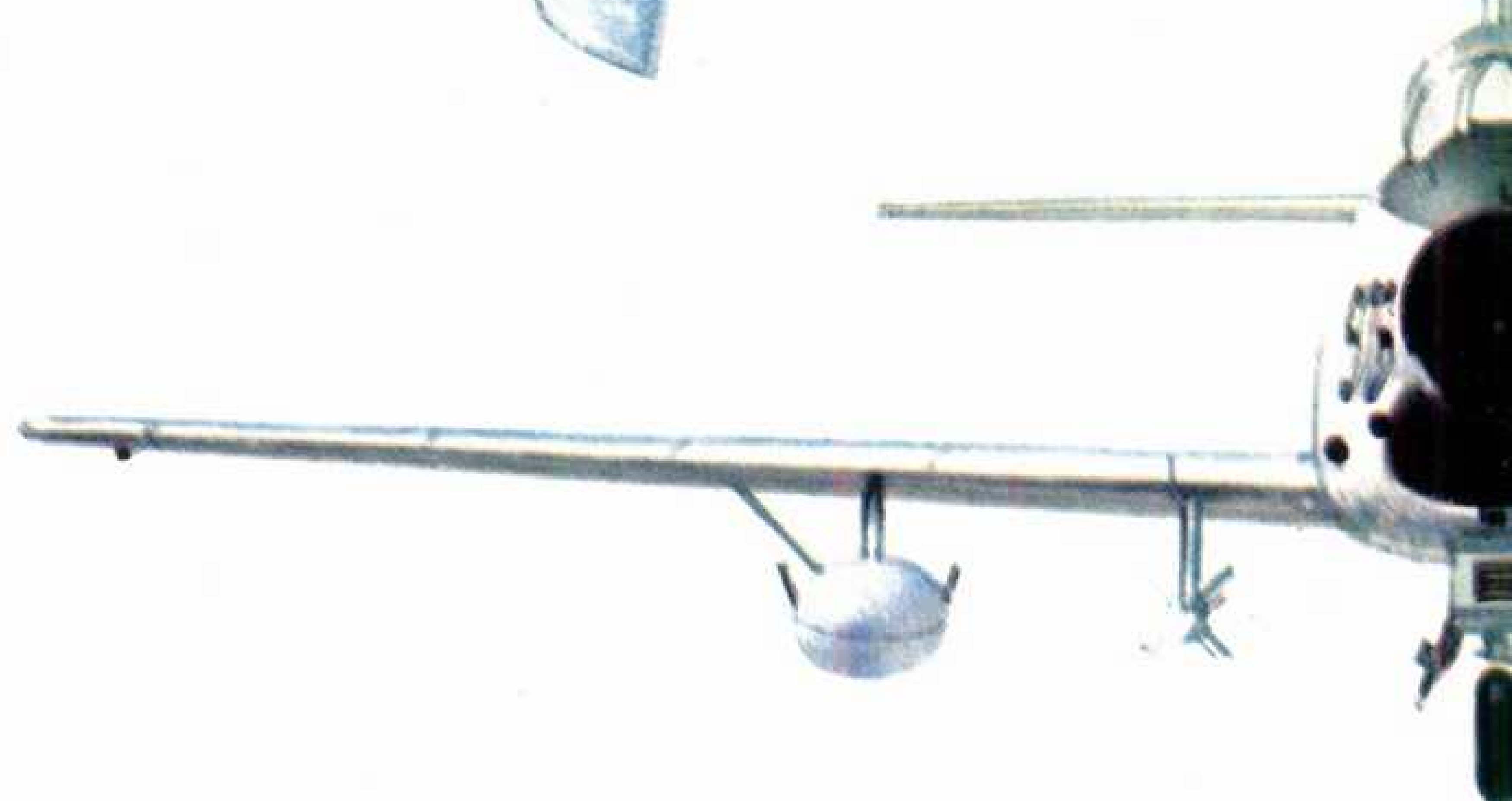
(1) A la altura de 4 272 m; (2) Sin cargas externas; (3) Alcance en condiciones de combate; (4) Con dos depósitos suplementarios de 757 litros; (5) Alcance en condiciones de combate con dos depósitos suplementarios de 757 litros.

Una etapa importante en la historia del avión de caza está marcada por el advenimiento de los primeros aviones de reacción con superficie alar en flecha, herederos directos de los estudios alemanes acerca de la aerodinámica de las altas velocidades, que constituyeron un precioso botín para las potencias vencedoras. Precisamente los representantes de la primera generación de tales caza realizados en la Unión Soviética y en los Estados Unidos, el MiG-15 y el F-86 respectivamente, enfrentándose en el conflicto coreano, fueron los que consagraron con su bautismo de fuego esta etapa.

El F-86 había nacido, en realidad, como un modesto avión de ala recta, el NA.134 (primer avión de reacción de la casa que había dado vida al Mustang) ordenado por la Marina como XFJ-1 y que en 1944

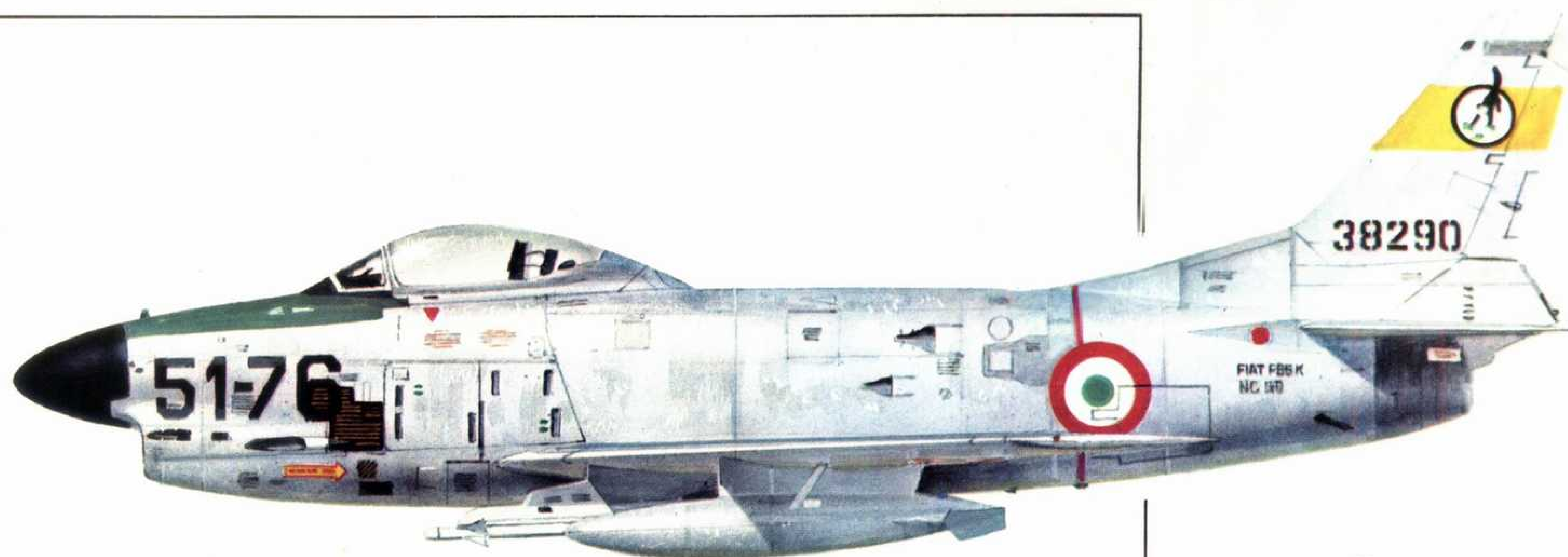


F-86K de la Aeronáutica Militar Italiana, el 18 ejemplar fabricado por la Fiat. Este avión llevó el ala modificada (ampliada, como sucedía paralelamente con el F-86L) en 1960; pertenecía a la 51a. Aerobrigada de Caza Todo Tiempo, de la cual lleva el distintivo característico.
La unidad tenía su base en Istrana (Treviso) donde operaban los Grupos 21 y 22 respectivamente, indicados con el color azul y rojo para la banda en la deriva, mientras que el 23 Grupo, al cual pertenecía el avión ilustrado (banda amarilla) estaba destacado en Pisa S. Giusto. El avión tiene los depósitos suplementarios y uno de los dos misiles Sidewinder aplicado en los pilones adoptados con la nueva ala





NORTH AMERICAN F-86K (FIAT)



0 1 2 3 4 m

pino dell'orco







En orden descendente: el prototipo XFJ-1 (NA.134 matrícula 39053) para la marina, del cual se originó la familia de los Sabre (Archivo Bignozzi). El primer prototipo XP-86 (NA.140 matrícula 45-59597) que comenzó sus vuelos el 1° de octubre de 1947. En la fotografía son evidentes los slats *semiabiertos (Archivo Catalanotto). El primer P-86A de serie (NA.151 matrícula 47605). Adoptó la nueva sigla F-86A un mes después del primer vuelo, que tuvo lugar el 18 de mayo de 1948. Abajo: un F-86A del 91 Fighter Squadron, una de las primeras unidades trasladadas a Europa en la época de la crisis de Corea, fotografiado en el aeropuerto de Ciampino a comienzos de 1952. Derecha: dos Canadair "Sabre" Mk.5 con motor Orenda 10 de las unidades de la RCAF con asiento en Europa (Archivo Apostolo)*

había interesado a la USAAF, la cual pidió un desarrollo del mismo, con ala más fina y fuselaje mucho más esbelto, que designó XP-86 (NA.140). Mientras que la Marina ordenaba 100 ejemplares de FJ-1 "Fury" (NA.141), luego reducidos a 30, la USAAF reveía sus propias decisiones basándose en los prometedores resultados de los estudios llevados a cabo por la NACA acerca de la labor de los científicos alemanes relativa a las alas en flecha; el proyecto fue examinado nuevamente por el grupo dirigido por L.P. Greene, adoptando una flecha de 35° para el ala, provista de aletas automáticas en el borde de ataque, alerones con servocomando y un fuselaje más largo, con la cabina llevada aun más adelante. Esta configuración básica permanecería inalterada durante toda la prolongada fabricación del Sabre (sable), como fue denominado al poco tiempo el avión e, inclusive, cuando la Marina consideró aceptables para los portaaviones, aviones con ala en flecha (las pruebas respectivas comenzaron en diciembre de 1951), esto se hizo extensivo a las nuevas series del Fury.

Su técnica

El Sabre era un monorreactor monoplaza con toma de aire en la trompa, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil, ala baja y empenajes en flecha.

El ala del F-86, basada en perfiles simétricos cuyo espesor variaba entre el 12 por ciento en la raíz y el 11 por ciento en la punta, con 35° de flecha en el primer cuarto de las cuerdas, 3° de diedro y alabeo negativo de 2°, estaba constituida por tres elementos principales: la sección central, que atravesaba el vientre del fuselaje, y las dos semialas, unidas a ésta mediante abulonado en todo el contorno de las costillas colocadas en la raíz. La estructura resistente estaba basada en un fuerte cajón de doble larguero, con revestimiento dorsal y ventral constituido, en las secciones internas de las semialas, por un "sandwich" de paneles fresados, cuyo espesor iba disminuyendo desde las raíces hacia las puntas, y con extruidos en Ω interpuestos, orientados a lo largo de la envergadura, de modo que formaba un conjunto extremadamente rígido. En la parte externa de las secciones internas de las semialas, en las cuales estaban instalados los depósitos de combustible, la estructura era del común tipo semimonocasco.

Los alerones, con servocomando hidráulico, y los hipersustentadores (simples aletas de curvatura) estaban articulados a la estructura aplicada al larguero posterior del cajón alar, mientras que los paneles del borde de ataque incorporaban las aletas automáticas, divididas en cuatro elementos por semiala, para mejorar el comportamiento del ala en las máximas incidencias. Sólo algunas series de la versión F no tuvieron las aletas anteriores, adoptando, en cambio, un borde de ataque con mayor cuerda y flecha más pronunciada.

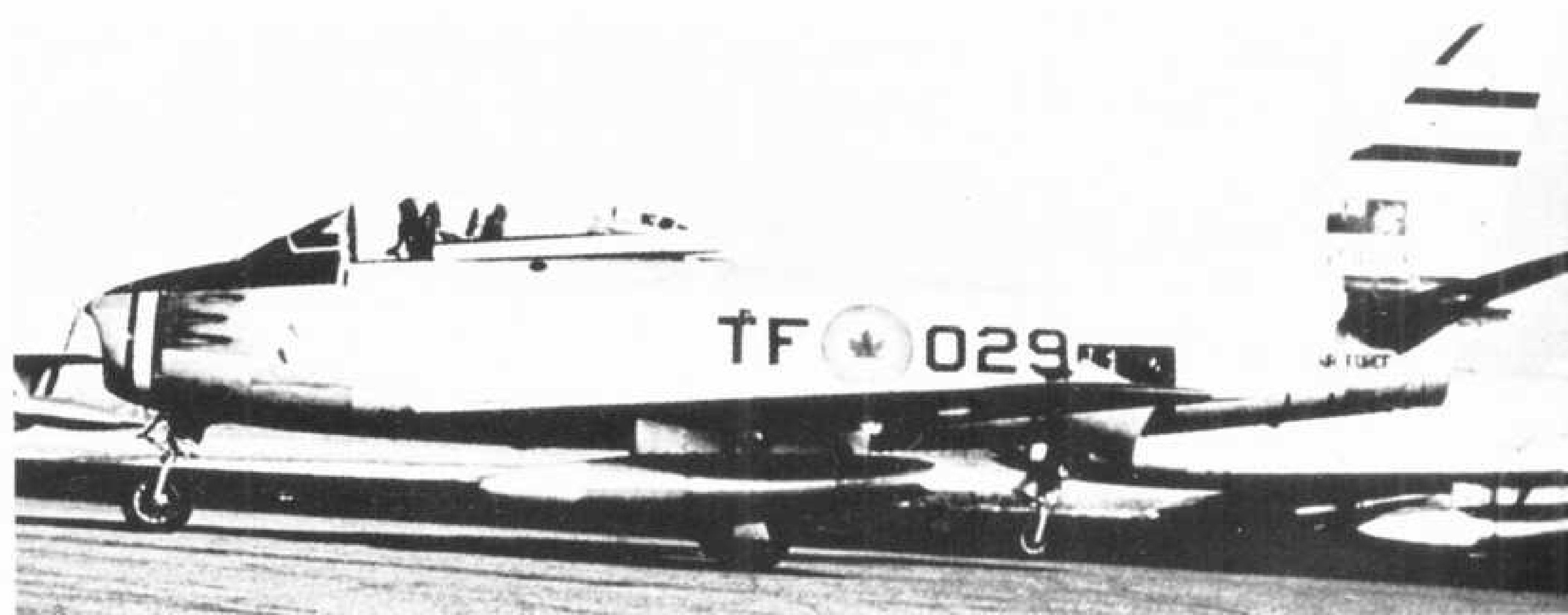
El fuselaje tenía estructura semimonocasco con sección ovoide aplanada en el vientre, y estaba dividido en dos secciones, unidas entre sí a la altura del borde de salida de la raíz del ala mediante cuatro pasadores dispuestos en correspondencia con los largueros principales. La sección posterior alojaba el reactor (unida, sin embargo, a la anterior) y la respectiva tobera de escape, y a ésta estaban unidos los empenajes, mientras que en sus costados estaban dispuestos los dos frenos aerodinámicos, de aproximadamente 0,4 m^2 cada uno. En la sección anterior del fuselaje estaban instalados el puesto de pilotaje, la mayor parte de los equipos de a bordo, el armamento de tiro, el parante anterior del tren de aterrizaje y el conducto para la toma de aire del reactor, con forma de S de modo que pudiera pasar debajo de la cabina. Su boca de toma presentaba el característico labio superior en el cual estaba instalada la antena del radar de puntería y que aseguraba una mejor captación en las altas incidencias. A la misma sección del fuselaje estaba unido —como ya se ha dicho— el turborreactor General Electric J-47, con compresor axial de doce etapas, ocho cámaras de combustión y turbina de una etapa.

Los empenajes eran de superficie relativamente modesta, con flecha de 35° en el primer cuarto de las cuerdas y superficies móviles de cuerda bastante reducida. El plano horizontal, que presentaba un diedro frontal de 10°, tuvo estabilizador regulable para las necesidades de equilibrio en el prototipo y en la serie A del avión, mientras que en los siguientes F-86 el conjunto estabilizador-semielevadores se convirtió en el órgano de control longitudinal, con accionamiento hidráulico.

Los parantes del tren de aterrizaje, provistos de amortiguadores oleoneumáticos, se retraían: el anterior en el vientre de la trompa del fuselaje (girando hacia atrás, y con la rueda que durante la retracción se disponía de plano, de modo que se alojara debajo del conducto de aire), y los posteriores hacia el eje del avión, con las ruedas que se ocultaban en el vientre del fuselaje. Las ruedas posteriores estaban provistas de frenos hidráulicos de disco, y el parante anterior podía girar comandado por el piloto.

El equipo de alimentación remataba en cinco depósitos autosellantes, de los cuales tres estaban instalados en las secciones internas de las semialas





y en el plano central, y dos (con forma de U), debajo y en los costados del último tramo del conducto para la toma de aire del reactor, y alrededor de la mitad inferior del compresor de este último. La carga de combustible podía ser aumentada mediante el empleo de dos depósitos suplementarios desenganchables, colgados debajo de las semialas, de 454 litros o de 757 litros cada uno. El avión estaba provisto de un equipo hidráulico constituido por cuatro redes diferentes, de las cuales dos se usaban para el accionamiento del tren de aterrizaje, de los hipersustentadores, de los frenos aéreos y para el viraje del parante anterior del tren de aterrizaje, y dos para la alimentación de los servocomandos (protegidos por láminas de blindaje) de los alerones y del empenaje horizontal, como también de equipos eléctricos de corriente continua y alterna.

El piloto, protegido por el vidrio blindado del parabrisas, por blindajes de acero anteriores y posteriores, y por láminas de aleación liviana de gran espesor, estaba alojado en una espaciosa cabina presurizada y climatizada, disponiendo de equipo para la inhalación de oxígeno y de asiento eyectable. Los equipos electrónicos eran notablemente avanzados y, además de los aparatos de radio para comunicaciones y navegación, comprendían radiocompás, radar de puntería e IFF.

El armamento estaba constituido por bombas, cohetes y contenedores de napalm en instalaciones subalares para un total de 908 kg, y por seis ametralladoras M-3 de 12,7 mm, colocadas en el fuselaje en los costados de la cabina, con una carga de 267 proyectiles (que podían aumentar, sin embargo, a 300) por arma. Una cineametralladora estaba instalada en el labio superior de la toma de aire.

Su evolución

Del FJ-1, el XP-86 no conservaba, prácticamente, más que el motor General Electric J-35, con el conducto para la toma de aire que pasaba debajo de la cabina. De los dos prototipos, el primero de los cuales voló el 1° de octubre de 1947, con un pedido del 20 de diciembre de 1946 se llegó al desarrollo de la primera versión de serie, F-86A (NA.151), con motor General Electric J-47 en la variante GE-1. Versiones posteriores del mismo motor (GE-3, 7, 9 y 13) fueron empleadas en otras series del avión. La sigla F-86A-5 pasó a los 118 NA.152 originariamente encargados como F-86B, caracterizados por un fuselaje alargado unos 20 cm, mientras que la sigla F-86C fue cambiada por F-93, dadas las grandes innovaciones presentadas por esta variante del avión, provisto de reactor Pratt & Whitney J-48 con quemador posterior, tomas de aire embutidas en los costados de la trompa que alojaba un radar más elaborado, envergadura alar y longitud incrementadas y parantes posteriores del tren de aterrizaje con ruedas dobles en lugar de simples.

Sólo dos prototipos YF-93A volaron (el primero, matrícula 48-317, el 25 de enero de 1950) y el pedido para 118 ejemplares fue cancelado en favor del más prometedor F-86D, que dio origen a las variantes de caza todo-tiempo del Sabre.

Para la interceptación se desarrollaba, entre tanto, el F-86E, después de la producción de 554 F-86A. El nuevo tipo, NA.170, que entró en producción en diciembre de 1950 y fabricado en 333 ejemplares para la USAF (que recibió también 60 F-86E-6 fabricados en Canadá) y 60 para exportación, adoptaba una nueva técnica de control longitudinal, con estabilizador de regulación variable, conjugado con el movimiento del elevador; además, se pasaba al servocomando de los planos de cola y a la adopción del sistema de sensibilidad artificial de los controles. La Canadair, que ya en agosto de 1950 había hecho volar un F-86A fabricado bajo licencia (el único CL.13 Sabre Mk.1, matrícula 19101), construyó en serie el F-86E, por un total de 350 CL.13 Sabre Mk.2 y, con el mismo motor J47-GE-13, otros 438 Sabre Mk.4, que incorporaban mejoras de detalle. La firma canadiense había probado la instalación del motor nacional "Orenda" en el ejemplar N° 100 (que fue el único Sabre Mk.3) y debería adoptarla también en el Mk.4. Sin embargo, tal instalación fue postergada para el siguiente Mk.5, correspondiente al F-86F, y no fue adoptada por la USAF para el previsto F-86J, del cual se realizó sólo un prototipo (49-1069), trasformando un F-86A.

Entre tanto, la marina americana había probado el F-86E en los dos prototipos NA.179 y XFJ-2, con parante anterior del tren de aterrizaje más largo, uniones para catapulta y gancho de detención, e incluso antes con el XFJ-2B (que voló el 27 de diciembre de 1951) con tren de aterrizaje no modificado pero con el armamento de cuatro cañones de 20 mm, según el estándar de los caza navales. Los 200 FJ-2 (NA.181) fabricados tuvieron tales armas, con 600 disparos cada una, y además alas replegables, mayor distancia entre ejes y reactor J47-GE-2.

El ala del F-86 había sido nuevamente proyectada, entre tanto, sin aletas automáticas y con una cuerda más amplia. Esta nueva ala apareció en los últimos F-86F con reactor J47-GE-27, que entraron en producción bastante tarde debido a los retrasos del motor. La F fue la versión fabricada en mayor cantidad de ejemplares, 2540, de los cuales 300 se montaron en Japón. Apto también para el ataque a tierra, función para la cual se introdujeron muy pronto nuevos pilones subalares, en 1955 el F-86 volvió al ala con aletas automáticas (conservando, sin embargo, la nueva cuerda) con la variante F-86F-40.

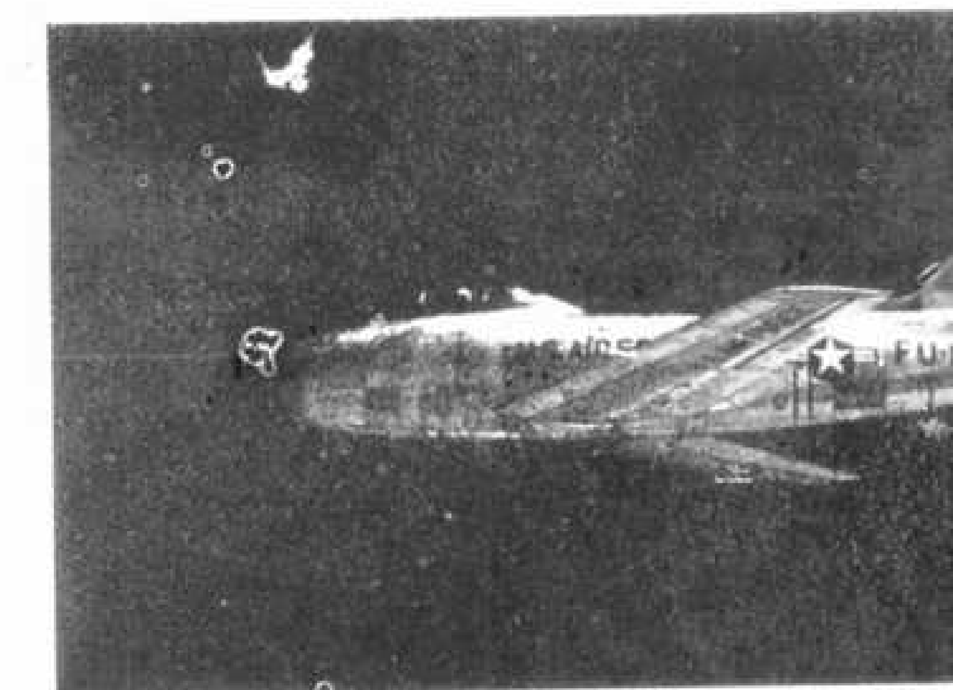
En ese ínterin habían sido realizadas una versión de reconocimiento fotográfico (RF-86F, de los cuales 18 fueron fabricados en Japón) y un biplaza de adiestramiento (TF-86, que se limitó solamente a dos prototipos, NA.204 y NA.216), mientras que en Australia se emprendía la fabricación bajo licencia, pero con modificaciones tan considerables que el primer prototipo (CA.26, matrícula A94-101) que voló el 3 de agosto de 1953, conservaba sólo el 40 por ciento de la célula que había llegado de América. El pasaje al motor inglés Rolls-Royce "Avon" había impuesto grandes variaciones a la estructura general del fuselaje.

Probado en julio de 1953 en el NA.196 (el quinto FJ-2, modificado) el motor Wright J65-W2, la Mari-



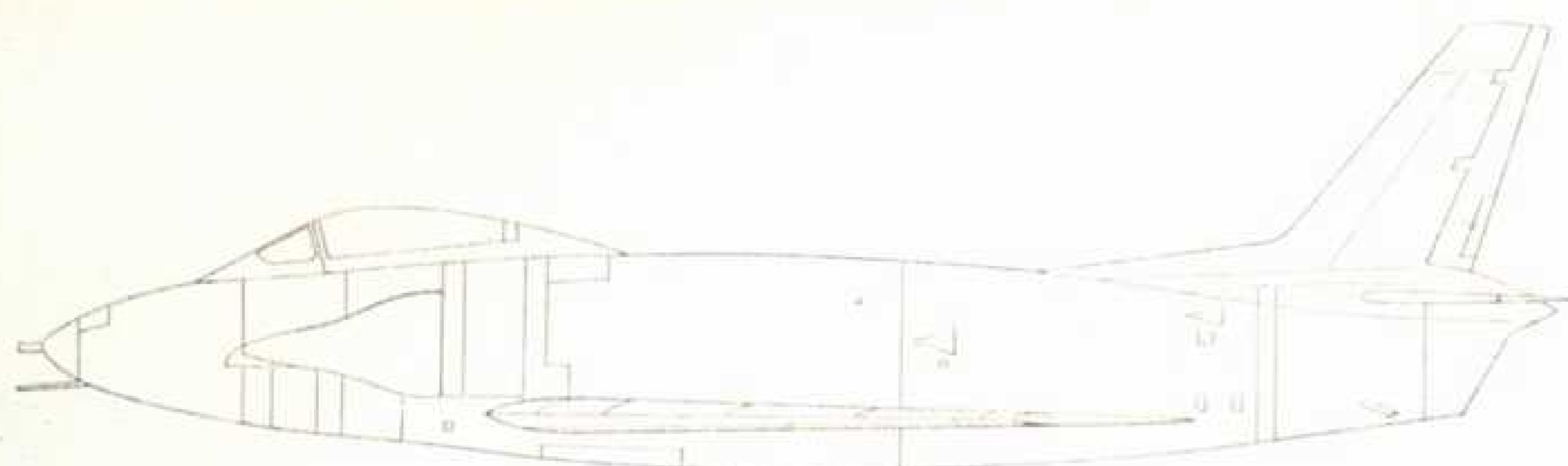


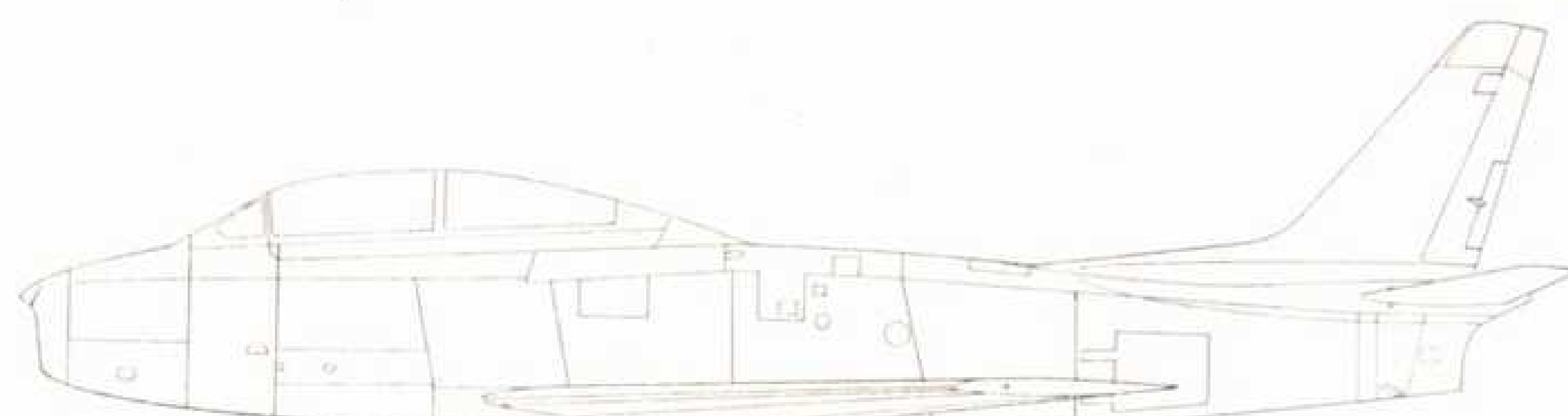




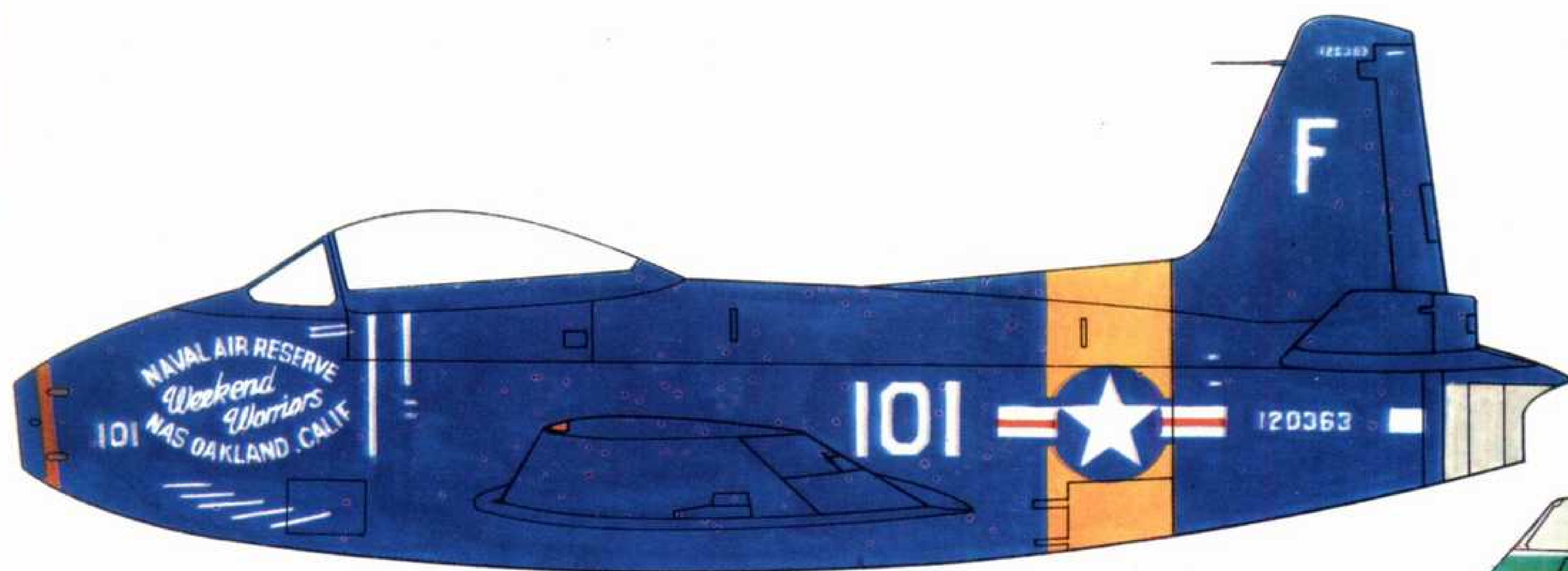


En orden descendente: dos de los 22 F-86F suministrados a partir de 1955 a la aeronáutica venezolana (Archivo Catalanotto). Entre los Sabre fabricados por la Mitsubishi figura el RF-86F, provisto de tres cámaras fotográficas panorámicas (Archivo Bignozzi). El segundo de los dos F-86F trasformados en biplaza de adiestramiento TF-86: este ejemplar presentaba un aumento de la superficie de la deriva y el agregado de una aleta ventral (Archivo Apostolo). El prototipo del F-86H (NA.187), versión más grande y con motor más potente, fabricada en 473 ejemplares. El armamento comprendía cuatro cañones de 20 mm (Archivo Apostolo). Uno de los primeros F-86D (NA.165) muestra el armamento consistente en un lanzacohetes ventral retráctil. Era uno de los primeros ejemplos de integración de sistema entre radar de exploración-ataque y armamento de a bordo (Archivo Apostolo)

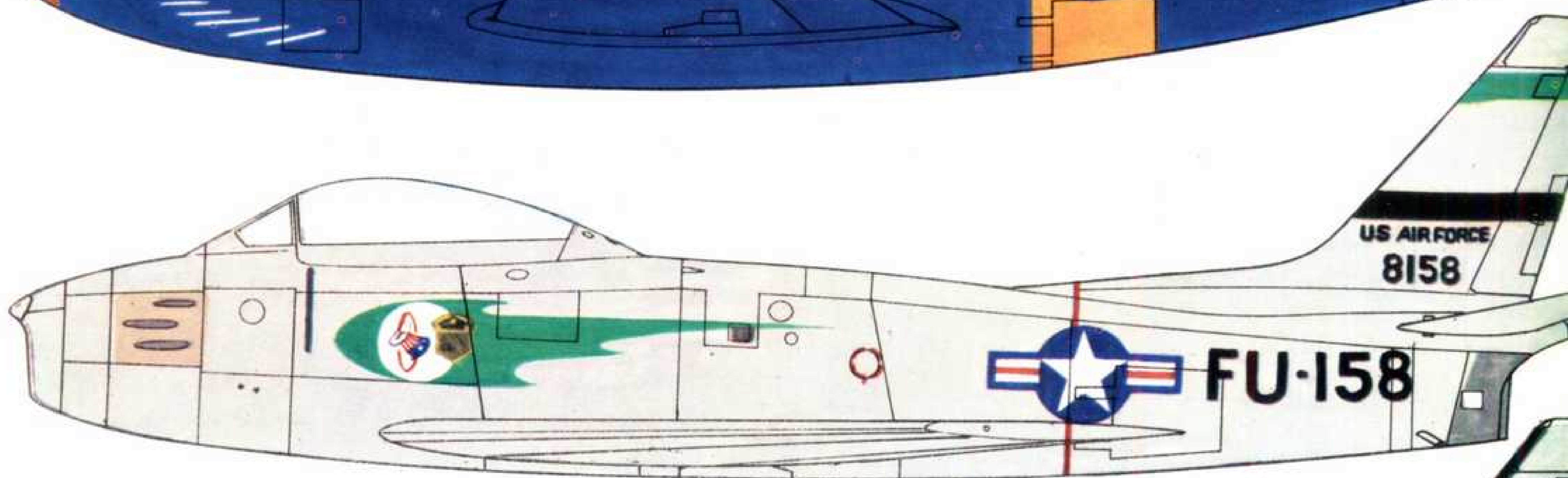




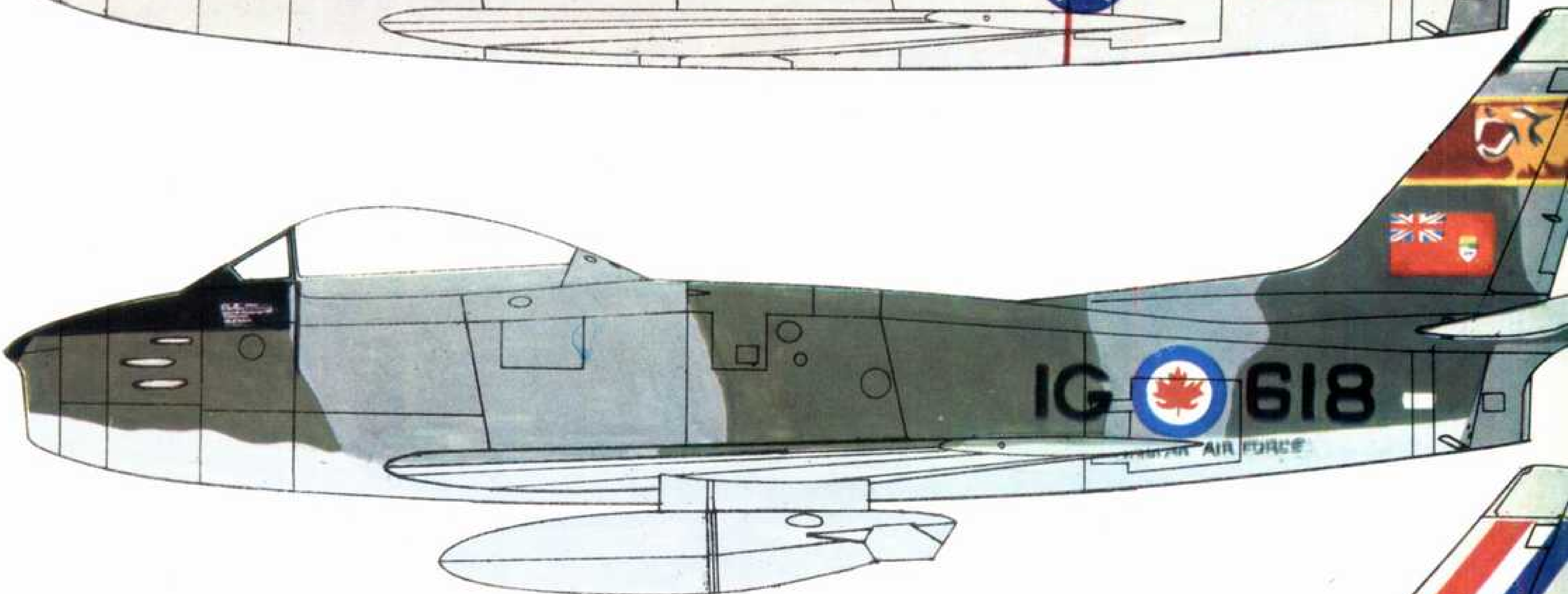
En el recuadro están ilustrados dos Sabre que quedaron en la fase experimental: el avión de interceptación todo-tiempo XF-86C (antes XF-93) y el biplaza de adiestramiento TF-86F, realizado solamente en dos ejemplares



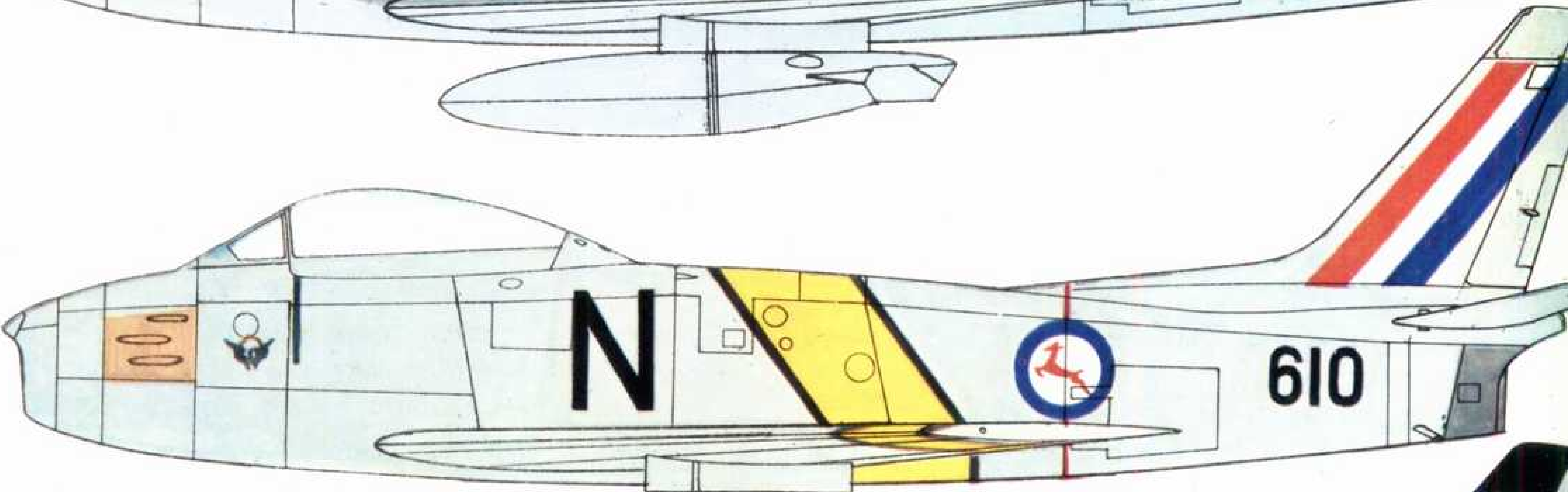
FJ-1 Fury, el progenitor de la estirpe. Después de haber operado durante todo el año 1948 con la VF-5A, primera unidad de la marina provista de aviones de reacción (con los cuales efectuó en el Boxer las pruebas de empleo en portaaviones), el Fury pasó a unidades de la reserva (banda anaranjada): el avión ilustrado pertenecía en 1950 a una unidad con base en Oakland, California



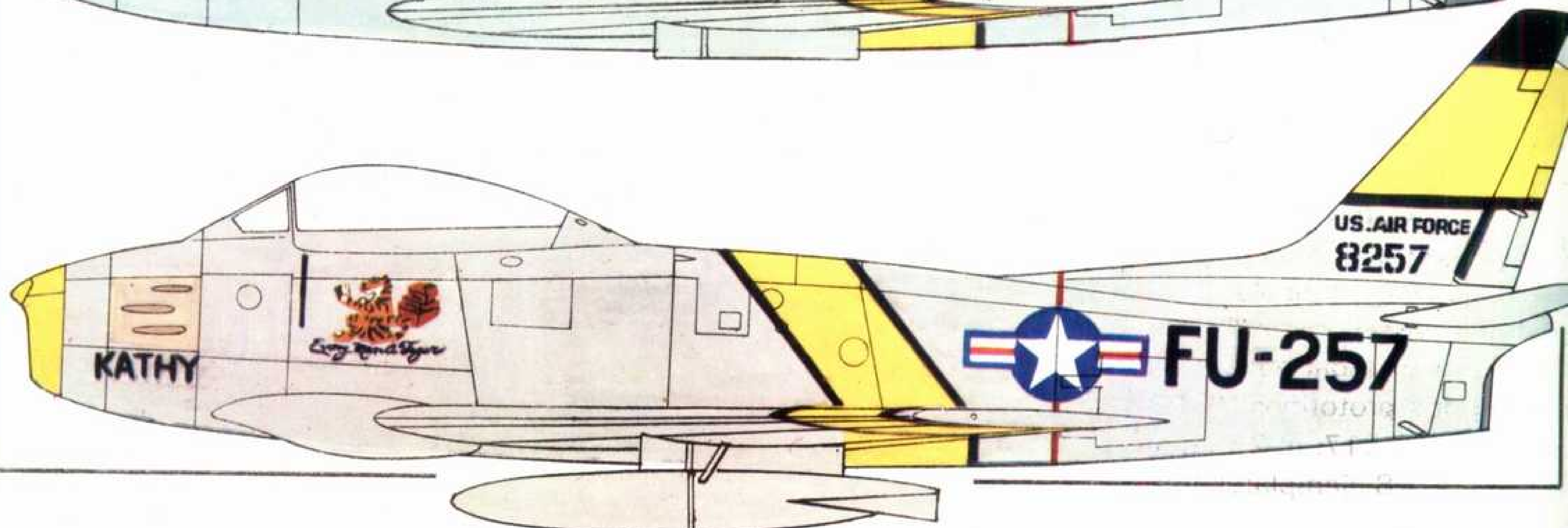
F-86A del 71 Squadron, la primera unidad que recibió el Sabre, perteneciente al 1° Fighter Group (que comprendía también el 94 Squadron, el famoso "Hat in the Ring"). En agosto de 1951, el 71 se hallaba en Corea, con base en Suwon



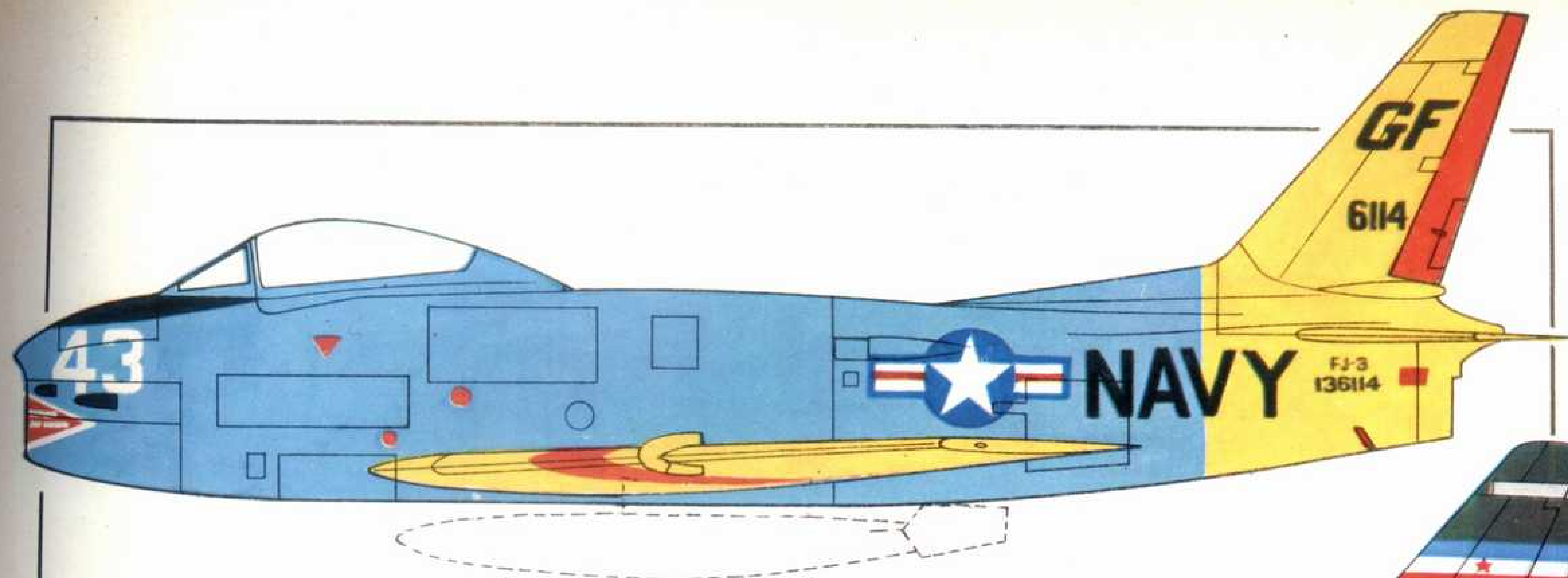
Canadair "Sabre" Mk.6. El avión ilustrado pertenecía al 439 Squadron de la 1a. Wing de caza diurna de la Royal Canadian Air Force. Esta unidad, en el marco de los acuerdos NATO, tuvo su base en Europa, en Melville, Francia



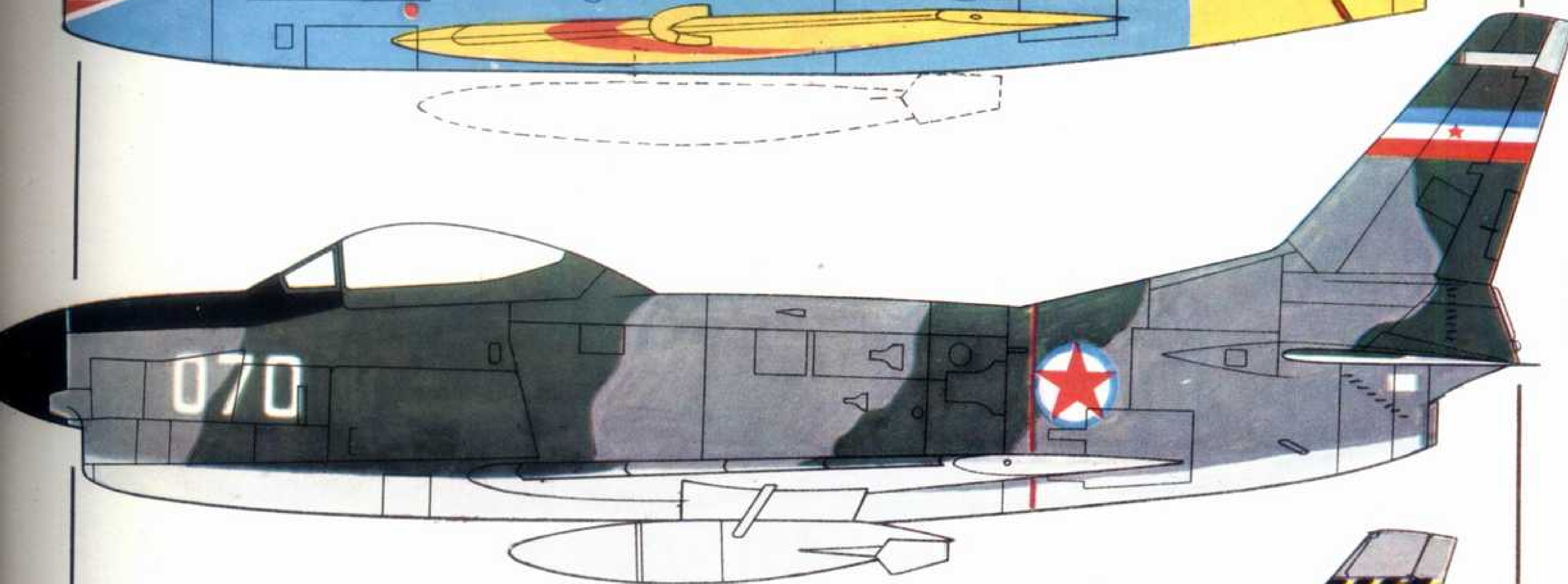
F-86F del 2° Squadron (conocido como "Flying Cheetahs") de las fuerzas aéreas sudafricanas, aún con el "Springbock" como insignia de nacionalidad. La unidad combatió en Corea en 1953, con base en Osan, agregada a una unidad americana, la 18a. Fighter-bomber Wing, de la cual llevaba los colores en la cola



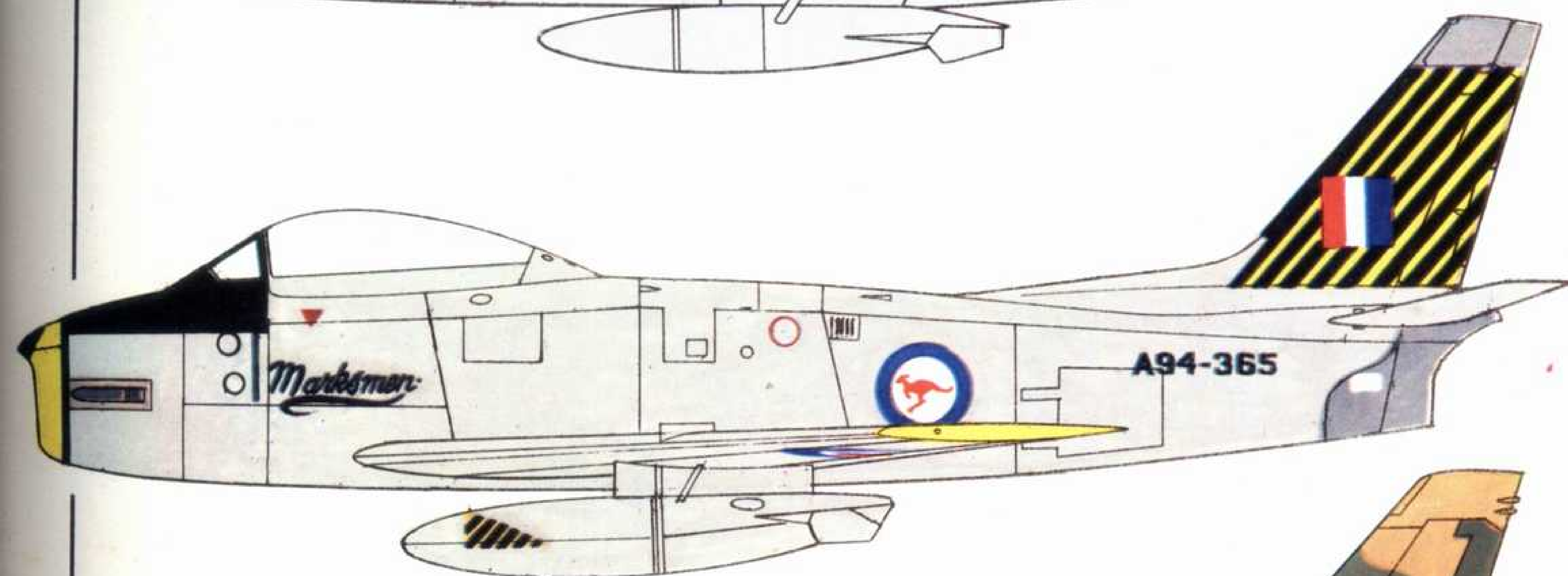
RF-86, trasformación del primer Sabre operativo para tareas de reconocimiento fotográfico. El ejemplar ilustrado operó en Corea en 1952 con el 15 Tactical Reconnaissance Squadron, que tenía su base en Kimpo. Las cámaras fotográficas estaban alojadas en el abultamiento ventral. Debajo del emblema del tigre, la leyenda: "Every man a tiger"



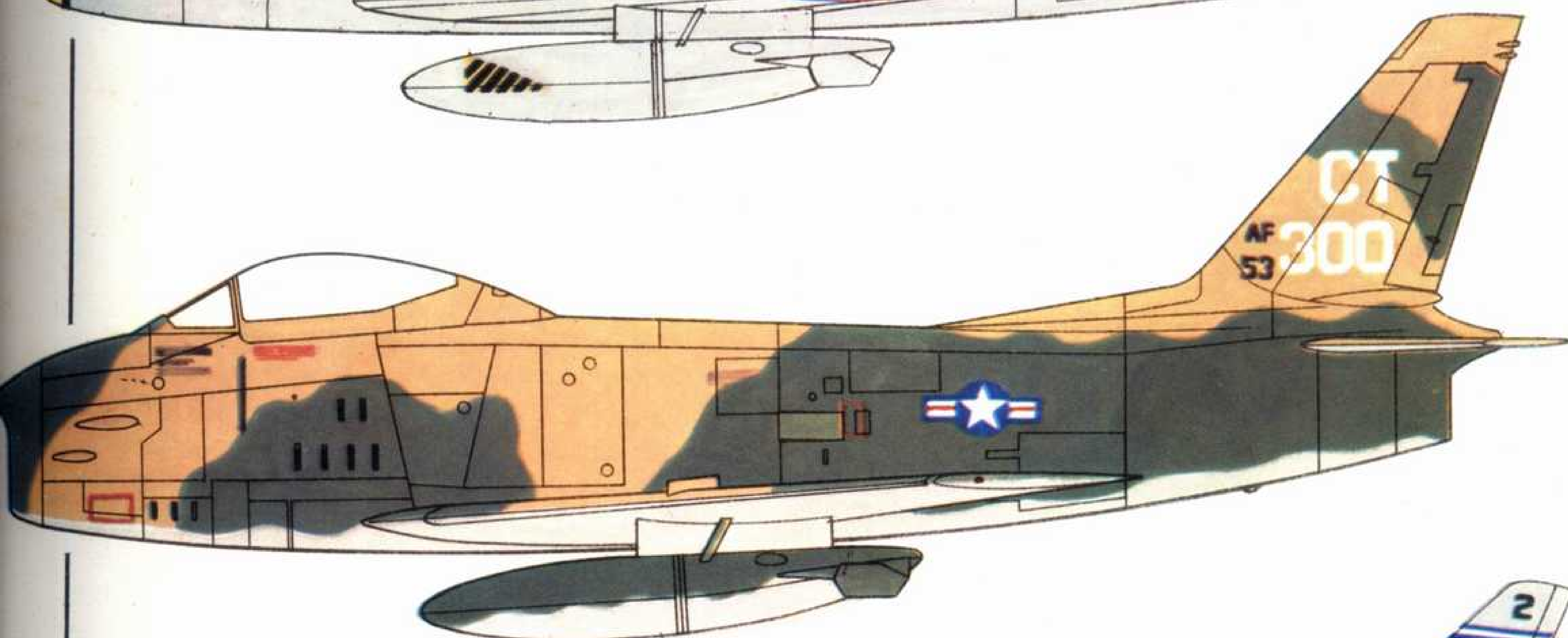
FJ-3 Fury. Se ilustra un avión empleado para las primeras experiencias de lanzamiento de misiles dirigidos, en el Guided Missile Squadron 2 con sede en Jacksonville (Florida) y en la base estadounidense de Guantánamo, en Cuba



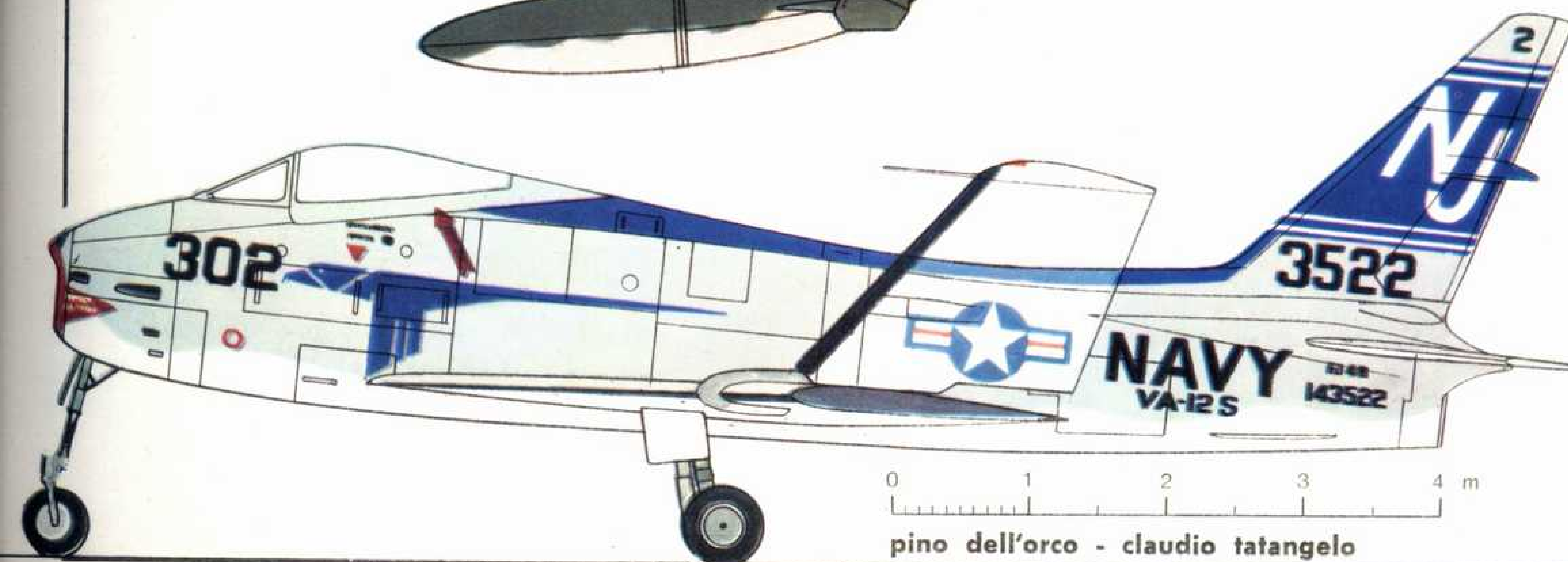
F-86D de la aviación yugoslava, la única que adoptó la pintura mimética en esta versión del Sab



Commonwealth Aircraft Corporation CA.27 "Sabre" Mk.32. Se ilustra un avión de la patrulla acrobática "Marksmen", formada en el seno del 2° (F) OTU de la Royal Australian Air Force, con base en Williamstown



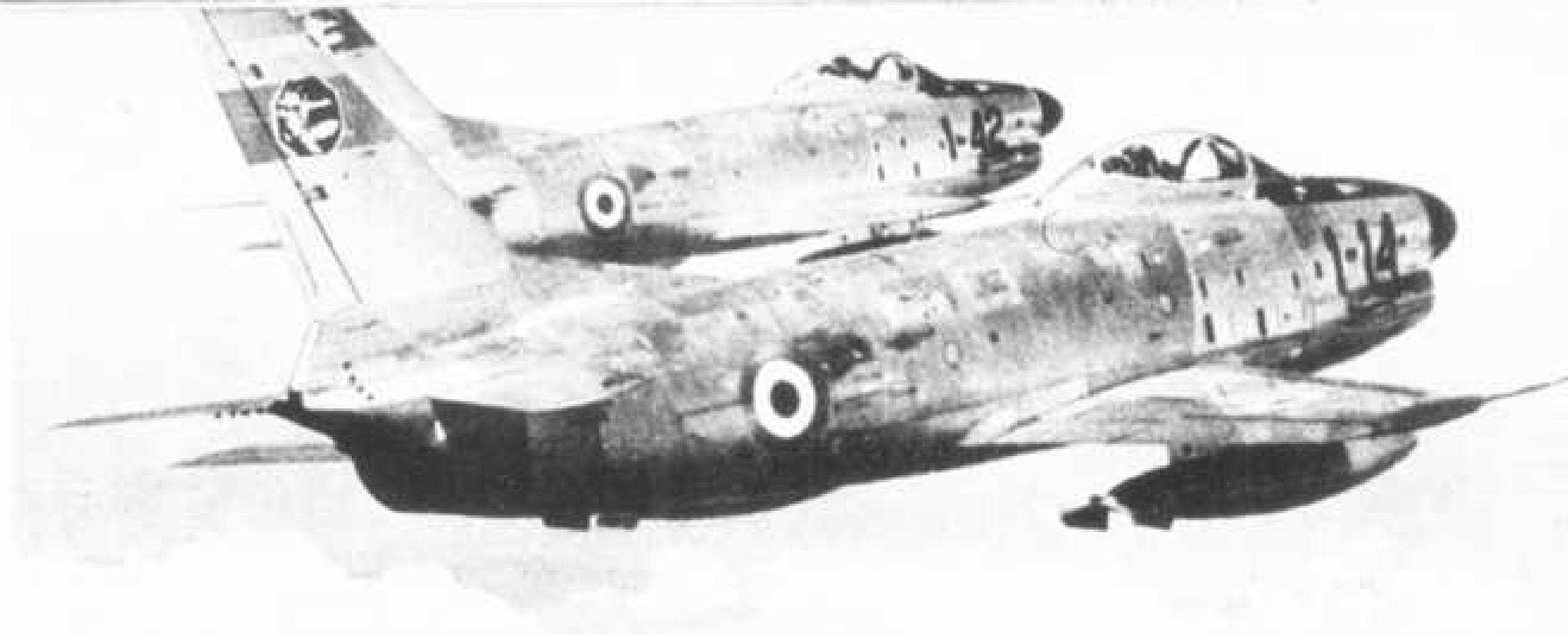
F-86H perteneciente al 175 Fighter Group de la Guardia Nacional de Maryland, en la coloración mimética con distintivos de nacionalidad reducidos, adoptada en 1968



FJ-4B Fury. Se ilustra el avión matriculado 143522 de la unidad de cazabombarderos VA-126, con base en tierra firme, en Miramar. Sin embargo, el avión había sido concebido para su empleo en portaaviones; en efecto, se observa en trasparencia la indicación de las puntas de alas replegadas. Colores: gris pálido y blanco

pino dell'orco - claudio tatangelo













Patrulla de F-86K (derecha) de fabricación Fiat con las insignias de la 1a. Aerobrigada de Caza Todo Tiempo con base en Istrana (Treviso), de la Aeronáutica Militar Italiana. Izquierda, en orden descendente: la North American fabricó 341 F-86K para los aliados europeos; el avión ilustrado lleva las insignias del 339 Squadron noruego. Uno de los 138 F-86K de las unidades de caza todo-tiempo de la Luftwaffe (Bundesminister der Verteidigung). La variante FJ-3 para la U.S. Navy volaba en agosto de 1953 con un motor Wright J 65 de 3250 kg de empuje; tenía ala replegable. Un FJ-4B Fury fotografiado en tierra firme con las alas replegadas. Se observa el gran freno aéreo ventral y la mayor altura del parante anterior del tren de aterrizaje. Los últimos FJ-4B tenían seis pilones alares para cargas externas: en la fotografía se observan los tres misiles "Bullpup" debajo de la semiala izquierda; debajo de la derecha (no visibles), otros dos misiles y el radar para la dirección de los mismos

na ordenó luego, 538 FJ-3 con la toma de aire más grande que comportaba modificaciones en la parte anterior, similares a las introducidas en los Sabre australianos, distribuidos en 389 NA.194 con el J65-W-4 y 149 NA.215 con el J65-W-4D. Las entregas terminaron en agosto de 1956 y, durante su fabricación, se introdujeron varias modificaciones, como la sustitución de las aletas automáticas alares con placas antideslizamiento, en forma similar a lo que había sucedido en el modelo terrestre. La serie naval del avión terminó con el FJ-4, también con el motor J65 (de la variante W-16), pero con células muy reelaboradas. Después de los dos prototipos NA.208, se fabricaron 152 FJ-4, a los cuales se sumaron 222 ejemplares del FJ-4B, variante de ataque que incorporaba algunas innovaciones introducidas en el F-86H. La producción terminó en mayo de 1958.

Específicamente apto para la función de ataque fue el F-86H, con un nuevo motor —el General Electric J73— y mayor capacidad interna de combustible y, por lo tanto, con fuselaje más grande y muchos otros detalles modificados.

Desde el primer F-86H-5, el ejemplar 114 de la serie H, las seis ametralladoras dejaron su lugar a cuatro cañones M-39 de 20 mm con 150 disparos por arma; a los 60 aviones de esta variante le siguieron 300 F-86H-10, idénticos excepto por un nuevo equipo eléctrico. El F-86H disponía de calculador para el bombardeo según el sistema LABS, anteriormente introducido en el F-86F-35.

Para el caza todo-tiempo, el 22 de diciembre de 1949 había volado el prototipo YF-86D; era en esencia un avión nuevo, que conservaba de sus antecesores prácticamente el ala y el motor; el fuselaje, alargado, alojaba un gran "radomo" sobre una nueva toma de aire (lo que le confería al avión un aspecto que le valió, mucho más que el sufijo D, el apodo de "Dog", perro), un armamento compuesto exclusivamente por misiles contenido en una máquina lanzadora de cohetes retráctil ventral y el quemador posterior. Fue fabricado en 2504 ejemplares, 981 de los cuales modificados en 1956 en F-86L mediante un aumento de la envergadura y de la superficie alar, como ya se había verificado en los últimos F-86F-40 y en los últimos 45 F-86K (reelaboración del D para las fuerzas aéreas NATO, caracterizada por una trompa ligeramente más larga, cuyo "radomo" contenía el mismo radar APG-37, mientras que el sistema de control de tiro pasaba del E-4 al MG-4, menos secreto) pero con armamento compuesto por cuatro cañones M-24A de 20 mm con 132 disparos por arma en lugar de los 24 cohetes. La North American fabricó 341 F-86K, pero 221 fueron fabricados, en cambio, en Italia por la Fiat y, con valor retroactivo, casi todos tuvieron el ala más grande. El motor fue, desde un principio, así como para el D, el J47 en la variante GE-17, a la cual le siguieron las -17B y -33.

Su empleo

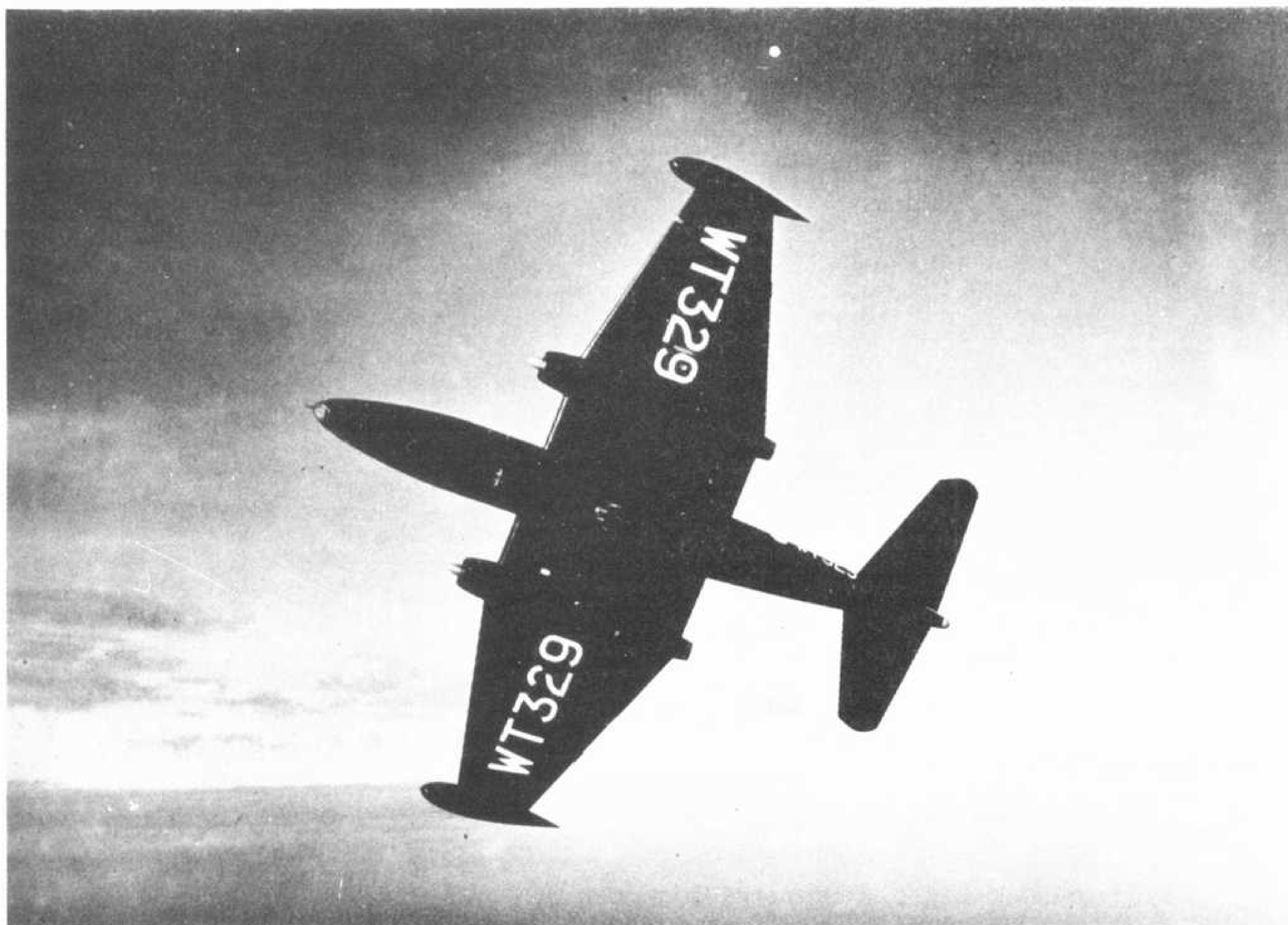
La primera unidad que recibió el Sabre fue el 1 Fighter Group, que había pasado totalmente al F-86A en mayo de 1949. El 25 de junio de 1950, cuando estallaron las hostilidades en Corea, eran cinco los Groups basados en el más moderno caza americano que en Corea equipó la 4a. Wing, al cual muy pronto se le sumó la versión E más manuable con la 51a. Wing, y la F inclusive más veloz, con las cuales fue posible combatir a los MiG-15 en condiciones de ventaja. Finalizado el conflicto coreano, el Sabre fue suministrado por cuenta de MAP a muchos países amigos, tanto por los Estados Unidos como por Canadá: en primer lugar a Gran Bretaña, que recibió alrededor de 430 aviones canadienses (algunos Sabre Mk.2 y el resto todos Mk.4), que posteriormente pasaron —junto con otros ex RCAF— a las fuerzas aéreas griega (104), italiana (180), yugoslava (121 incluidos algunos RF) y turca (105).

Los americanos entregaron los F-86F a países aliados y amigos: China nacionalista recibió 320 de éstos (más 7 RF), la Argentina 28, Colombia algunos, Corea del Sur 112 (más 10 RF), Japón 480, Noruega 90, Paquistán 120, Perú 14, Portugal 50, España 244, Thailandia 47 y Venezuela 22. También fueron cedidas las más recientes versiones canadienses, con motor Orenda: 75 Sabre 5 y 225 Sabre 6 (90 de estos últimos posteriormente a Paquistán) pasaron a Alemania Occidental, seis a Colombia y 34 a Sudáfrica.

En cuanto al F-86D, las entregas comenzaron en 1958 con 45 ejemplares suministrados a Dinamarca, seguidos por 106 para Japón, para Grecia y Turquía 50 a cada uno, 18 para las Filipinas y 130 para Yugoslavia, además de una cantidad suficiente de aviones para proveer de éstos a dos unidades de Corea del Sur y una de China nacionalista. Pocos F-86L pasaron a Thailandia y, mientras que el F-86K fue suministrado directamente a Holanda y Noruega, la Fiat entregó 63 aviones a la Aeronáutica Militar Italiana y 60 a Francia, 88 a Alemania, seis a Holanda y cuatro a Noruega. Todos los aviones de la Armée de l'Air fueron rápidamente restituidos, y luego también muchos de los otros, mientras que en Italia el avión permaneció en servicio hasta 1973. En lo sucesivo, ulteriores provisiones de surplus como también intercambios y cesiones de un país a otro llevaron al Sabre a servir bajo las banderas de Etiopía, Arabia Saudita, Bangla Desh, Birmania, Honduras (K), Malasia y Túnez.

Además de Corea, el Sabre fue protagonista de encuentros entre las fuerzas chinas opuestas, entre las paquistaníes e indias, y de las operaciones de la RAAF contra los guerrilleros en Malaya (en 1962, el 79 Squadron pasó a Thailandia a reforzar el contingente de la SEATO), y participó en acciones menores en América Latina.

ENGLISH ELECTRIC Canberra



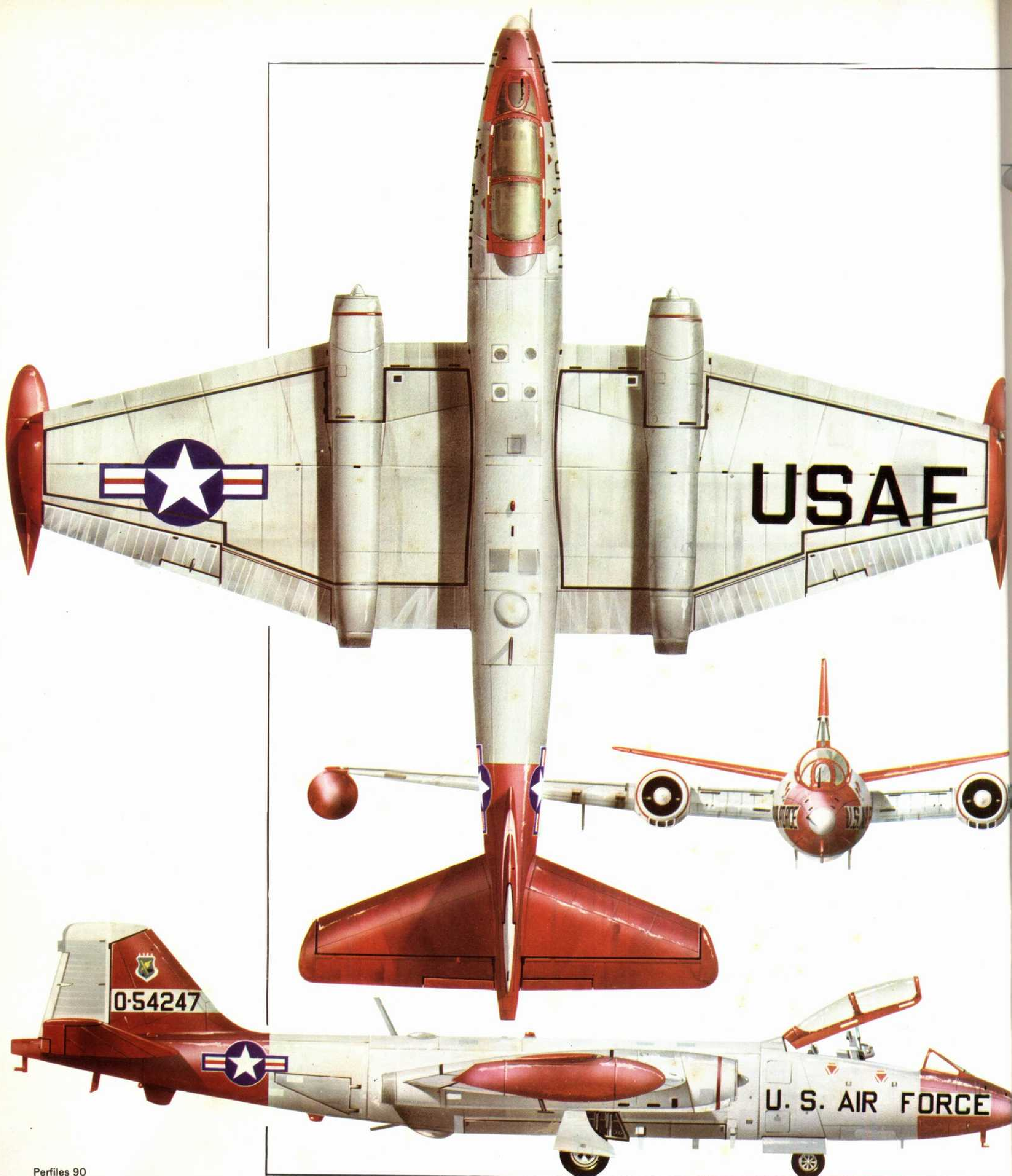
El cuarto ejemplar de serie del Canberra B.(I).8 (izquierda). Esta versión, con cabina asimétrica para el piloto y navegante en la proa, era especialmente apto para las misiones de incursión nocturna y bombardeo de altura (Archivo Apostolo). Abajo: el prototipo Canberra B.Mk.1, matricula VN 799, que efectuó su primer vuelo el 13 de mayo de 1949 (Archivo Apostolo). Más abajo: uno de los cuatro ejemplares B.Mk.1 aún con dos hombres solamente de tripulación y la trompa metálica. El avión adopta la pintura típica para las misiones nocturnas, con la parte inferior totalmente en negro (Archivo Apostolo)





CARACTERÍSTICAS		B.Mk.2	P.R.Mk.3	B.(I).Mk.8	Martin B-57B	General Dynamics RB-57F
Envergadura	m	19,494	19,494	19,494	19,494	37,338
Largo total	m	19,964	20,320	19,964	19,964	20,818
Altura	m	4,775	4,775	4,750	4,750	6,248
Superficie alar	m^2	89,187	89,187	89,187	89,187	185,810
Peso vacío	kg	10 070	10 333	10 511	12 288	16 726
Peso total	kg	20 185	18 144	23 130	23 381	27 896
Peso con sobrecarga	kg	20 865	20 026	25 514	24 948	28 576
Velocidad máxima	km/h	917	917	933	937	—
a la altura de	m	12 192	12 192	9 144	—	—
Velocidad de crucero	km/h	—	—	646(1)	723	762
Velocidad inicial de trepada	m/seg	19,30	19,30	17,27	20,32	13,84
Techo práctico	m	14 630	14 630	14 630	12 344	18 532
Alcance normal	km	4 274	5 769	1 287(1)	3 701	2 372(4)
Alcance máximo	km	—	—	5 842	—	—
Armamento		bombas kg 2 722	—	bombas kg 3 629(2) bombas kg 2 268(3) + 4 x 20 mm	bombas kg 2 477 + 8 x 12,7 mm	—
Motor tipo		Rolls-Royce "Avon" 101 R.A.3	Rolls-Royce "Avon" 101 R.A.3	Rolls-Royce "Avon" 109 R.A.7	Wright J 65-W-5	Pratt & Whitney TF 33P-11A Pratt & Whitney J 60-P-9
Empuje máximo en el decolaje	kg	2 x 2 948	2 x 2 948	2 x 3 402	2 x 3 275	2 x 7 484 + 2 x 1 513

(1) a la altura de 610 m; (2) como bombardero; (3) como incursor nocturno; (4) radio de acción.


USAF
0-54247
U. S. AIR FORCE

MARTIN EB-57E CANBERRA



Martin EB-57E perteneciente al 21 Operations Squadron con base en Elmendorf, Alaska. La coloración con abundantes zonas en rojo es la típica del Alaskan Air Command, apta para facilitar el hallazgo de los aviones accidentados en las superficies nevadas. La serie B-57E, originariamente concebida para el remolque de blancos, pasó muy pronto a tareas de adiestramiento más complejas (el prefijo E indica una gran dotación electrónica) y también de reconocimiento; en efecto, dos B-57E fueron los primeros aviones de la USAF que participaron en las operaciones en Vietnam, desde mayo de 1963. El avión ilustrado, matrícula 55-4247, precipitó en febrero de 1969 a continuación de una colisión con un caza F-102A. En el dibujo se muestran las numerosas antenas dorsales y ventrales de los sensores electrónicos y los contenedores subalares (mostrados solamente en la vista en vuelo) para las tiras de papel de estaño ("chaff") destinadas a enceguecer los radares enemigos

USAF

0 1 2 3 4 m

roberto terrinoni









En orden descendente: desde el quinto ejemplar, el Canberra fue modificado para alojar en la trompa un tercer hombre de tripulación, el navegante bombardero. Este avión, matrícula VX 165, es el prototipo de la versión B.2. El 19 de marzo de 1950 volaba el prototipo de la versión P.R.3 de reconocimiento fotográfico. El avión tenía matrícula VX 181. El prototipo de la versión con doble comando T.4 (matrícula WN 467) para la conversión de las tripulaciones. Era una modificación del B.2 con puestos de pilotaje uno al lado del otro y navegante ubicado en la parte posterior (Charles E. Brown). Una formación de Canberra B.6. Era una versión con mayor disponibilidad de combustible y, en consecuencia, mayor alcance; fue fabricada a partir de 1954 (Archivo Pafi)

El 13 de mayo de 1949, en la pista del aeropuerto de Warton, Roland Beaumont decolaba el prototipo del primer bombardero de reacción inglés. El elegante birreactor, con matrícula VN799, era la respuesta de una firma poco conocida, la English Electric de Preston, a la especificación B.3/45, publicada precisamente en 1945 por el Air Ministry, para un bombardero veloz de altura, destinado a llenar el vacío que el cuatrimotor Lincoln, de concepción ya superada, dejaría en las filas de la RAF cuando llegara la época de su retiro.

La fórmula a la cual se adhería el nuevo avión no era, en realidad, una de las más avanzadas y eficientes, dado que el bajo alargamiento y la reducida carga alar afectarían las performances de velocidad máxima y alcance: pero la decisión de evitar las innumerables incógnitas que presentaban hasta entonces las alas en flecha y los respectivos sistemas de hipersustentación tuvo, indudablemente, un peso determinante en la aseguración del éxito del "Canberra", como fue llamado el avión a partir de enero de 1950.

No muy brillante, pero simple, confiable y adaptable a varios empleos (como pudo comprobarse también por la rapidez con la cual se desarrolló el programa de las pruebas), el birreactor inglés tuvo un papel importante en la evolución del avión de bombardeo e, inmediatamente, fue del agrado de las tripulaciones a las cuales fue confiado quienes, sobre todo por su maniobrabilidad y su capacidad de operar a alturas muy considerables, vieron en él un digno sucesor del famoso Mosquito.

Su técnica

El Canberra era un birreactor totalmente metálico de ala media recta de bajo alargamiento, con empenaje de una sola deriva, reactores en góndolas parcialmente embutidas en el espesor del ala y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil.

El ala del Canberra, basada en perfiles simétricos RAE cuyo espesor se reducía del doce por ciento en la raíz al nueve por ciento en las puntas, estaba constituida por cinco elementos principales: la sección central con planta rectangular, que se extendía hasta las góndolas motrices, y que presentaba un diedro de 2°; las semialas externas, marcadamente convergentes y con diedro de 4° 21'; y las puntas de ala. Su estructura estaba basada en un larguero en doble T dispuesto en el 40 por ciento de las cuerdas, que atravesaba el fuselaje y que, en correspondencia con las góndolas de los reactores, era atravesado por las toberas de escape. A un larguero posterior estaban articulados los hipersustentadores de intradós, constituidos por cuatro elementos, y los alerones, compensados aerodinámicamente y provistos de aletas con resorte. El revestimiento estaba reforzado por un compacto armazón y por larguerillos dispuestos a lo largo de la envergadura, mientras que un larguerillo anterior soportaba la estructura del borde de ataque.

El ala también estaba provista de frenos aéreos-disruptores de flujo que sobresalían de la superficie dorsal y de la ventral de la sección central. El fuselaje, de sección circular con diámetro máximo de 1,83 m, estaba constituido por tres elementos principales: la sección anterior, en la cual estaba dispuesto el puesto de pilotaje y a la cual estaba unido el parante anterior del tren de aterrizaje, articulado inmediatamente detrás del mamparo que delimitaba en la parte posterior la cabina presurizada; la sección central, atravesada por el larguero alar y que se extendía hasta poco detrás del borde de salida de la raíz del ala y en cuya sección ventral estaba dispuesto el compartimiento de bombas (en el superior estaban instalados los depósitos de combustible del fuselaje); y el cono posterior, al cual estaban unidos los planos de cola. La estructura del fuselaje era del clásico tipo semimonocasco, con revestimiento reforzado por cuadernas y larguerillos.

Los dos semiestabilizadores, con estructura de doble larguero, tenían un diedro frontal de 10°, y constituían un conjunto con ángulo regulable entre −3°52' y +1°52'. A éstos estaban articulados los dos semielevadores, considerablemente alargados y de superficie bastante reducida, provistos de picos de compensación y de aletas de resorte (el izquierdo) y equilibraje (el derecho). La deriva, de bajo alargamiento, también tenía estructura de doble larguero, con borde de ataque de madera en el cual estaba embutida la antena del aparato de radio. El timón, balanceado dinámicamente y con pico de compensación en el extremo, estaba provisto de aletas de resorte en el borde de salida.

El parante anterior del tren de aterrizaje, con ruedas colocadas una al lado de la otra y amortiguador de líquido y resorte, era del tipo con brazo oscilante y se retraía hacia atrás en el vientre del fuselaje. Los dos parantes posteriores, con una distancia entre ejes de 4,79 m, se retraían en el vientre del ala, girando hacia la línea media del avión, y tenían amortiguadores oleoneumáticos. Un patín protegía la cola del avión.

Los motores empleados en las primeras series del Canberra eran los Rolls-Royce "Avon" Serie 100, con compresor axial de doce etapas, puesta en marcha de cartucho, ocho cámaras de combustión y turbina de una etapa. Éstos (como también los Avon de series más avanzadas, que fueron instalados posteriormente) estaban colocados en la sección anterior de las góndolas motrices, delante del larguero principal, estando unidos en cuatro puntos. Los capotados que los encerraban podían quitarse fácilmente para las operaciones de mantenimiento.

Los equipos de a bordo estaban constituidos por el de alimentación, cuya capacidad variaba de una versión a otra del avión, pero que comprendía esencialmente tres depósitos del fuselaje, depósitos alares (integrales a partir de la versión B.Mk.5) y eventuales depósitos suplementarios externos, colgados de soportes subalares o aplicados en las puntas. El equipo hidráulico alimentaba los accionadores del tren de aterrizaje, de los hipersustentadores y de los frenos aerodinámicos.

La tripulación del Canberra era de dos ó tres personas (cuatro en algunas versiones destinadas al entrenamiento de pilotos y navegantes), alojadas en la cabina presurizada anterior, alimentada con aire tomado de los compresores de los reactores, y provi-

ta de asientos eyectables. La amplia cúpula en dos capas de trasparente del prototipo fue sustituida en las versiones especializadas para misiones nocturnas, con una capota con puestos en tándem de techo largo, desplazada hacia la izquierda del eje longitudinal del avión. Los portillos del largo compartimiento de bombas se deslizaban sobre guías, introduciéndose en el fuselaje durante el desenganche del armamento de caída.

Su evolución

El Canberra fue realizado en muchas variantes, destinadas a cuatro misiones fundamentales: el bombardeo diurno, el reconocimiento, el adiestramiento y las incursiones nocturnas.

A la versión B.Mk.1 pertenecieron sólo los cuatro prototipos, de los cuales el segundo (VN813) fue propulsado por los centrífugos Nene en lugar de los axiales Avon, el cuarto no tuvo la aleta dorsal (como tampoco todos los siguientes ejemplares), y sólo el primero tuvo (por poco tiempo) un timón con terminal curvilíneo, que muy pronto fue sustituido con una nueva superficie móvil que le aseguró al empenaje vertical la típica forma trunca.

Concebido como bombardero provisto de aparatos radioeléctricos de bombardeo que permitieron su empleo inclusive sin visibilidad, el Canberra presentó tan pocos problemas que fue puesto a punto antes de que lo fueran sus instalaciones de radar, y la primera versión fabricada en serie (B.Mk.2), que reemplazó los reactores Avon R.A.2 del primero, del tercero y del cuarto prototipo con los más potentes Avon R.A.3, debió adoptar una trompa de trasparente para el bombardero. El B.Mk.2 fue fabricado en serie por la casa matriz, la Avro, la Handley-Page y la Short, y militó en las filas de la RAF, de la aeronáutica militar de Rhodesia y Venezuela, seguido por una posterior versión de bombardeo (la B.Mk.5), en la cual la trompa trasparente se redujo a un solo panel plano y que, prevista para misiones de "marcador de blancos", fue también aquélla en la cual hicieron su aparición los depósitos alares integrales. De esta versión, de la cual se realizó solamente el prototipo, derivó la B.Mk.6, con la sustitución de los Avon R.A.3 con los R.A.7, de propulsión aún mayor y con un aumento de la carga de combustible. Fabricado por la English Electric y por la Short, el B.Mk.6 pasó a las unidades de la RAF y de la aviación militar ecuatoriana, con excepción de algunos ejemplares que fueron adquiridos por Francia, que los utilizó como bancos de prueba voladores en el Centre d'Essais en Vol de Brétigny.

El Canberra B. (I).Mk.6, versión de interdicción nocturna del B.Mk.6, fue realizada mientras se esperaba el B.(I).Mk.8. Éste difirió mucho de los Canberra que lo habían precedido, teniendo una trompa más larga, con puestos en tándem dispuestos debajo de la capota trasparente desplazada hacia la parte izquierda, y fue empleado como incursor nocturno, bombardero diurno de altura y marcador de blancos, tanto en las filas de la RAF como en las de las aeronáuticas militares peruana y venezolana. La variante similar fabricada en 66 ejemplares para la aviación india fue denominada B.(I).Mk.58, y también el B.(I).Mk.12, del cual doce ejemplares pasaron a la Royal New Zealand Air Force y seis a la South African Air Force, siendo esencialmente idéntico al B.(I).Mk.8. En cambio, el B.Mk.20 fue una reelaboración del B.Mk.6, fabricado en Australia en 48 ejemplares y propulsado por reactores Avon capaces de empujes más elevados que los R.A.7, también fabricados en Australia.

Las versiones T.Mk.4, T.Mk.11, T.Mk.13 y T.Mk.21 fueron destinadas, en cambio, a fines de adiestramiento, con tripulación de tres ó cuatro personas (la T.Mk.11) y la amplia capota trasparente típica de las primeras versiones del Canberra. El T.Mk.13 fue la variante del T.Mk.4 para la aviación neocelandesa, mientras que el T.Mk.21 fue obtenido de la trasformación de B.Mk.2 y B.Mk.20, por obra de la Government Aircraft Factory australiana. La aeronáutica sueca adquirió, por último, en 1960, dos B.Mk.2 trasformados en aviones de adiestramiento en el radar, y bautizados Tp.52, muy similares a los T.Mk.11 de la RAF.

El U.Mk.10, empleado en el polígono de Woomera (Australia), fue una trasformación efectuada por la Short del bombardero B.Mk.2 en blanco aéreo radioguiado, mientras que todas las demás versiones del Canberra fueron destinadas al reconocimiento. Primera entre éstas fue la P.R.Mk.3, con Avon R.A.3, tripulación de dos personas y cámaras fotográficas para tomas de altura, a la cual le siguió la P.R.Mk.7, similar en todo pero con reactores más potentes y mayor carga de combustible, de la cual se obtuvo la variante P.R.Mk.57 para la aviación india. La siguiente versión P.R.Mk.9, destinada a operar a alturas estratosféricas, tuvo reactores aun más potentes, colocados en tándem y un ala de mayor envergadura y superficie.

Las variantes más importantes del birreactor inglés fueron, sin embargo, aquéllas fabricadas por un total de aproximadamente 400 ejemplares en los Estados Unidos donde, en 1951, la Glenn Martin adquirió la licencia del bombardero English Electric, dadas las dificultades halladas con el propio trirreac-



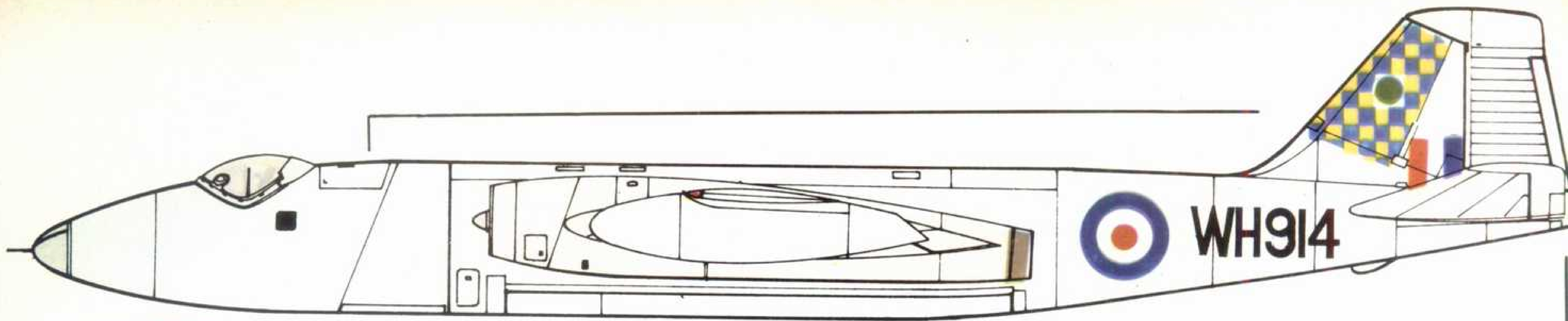


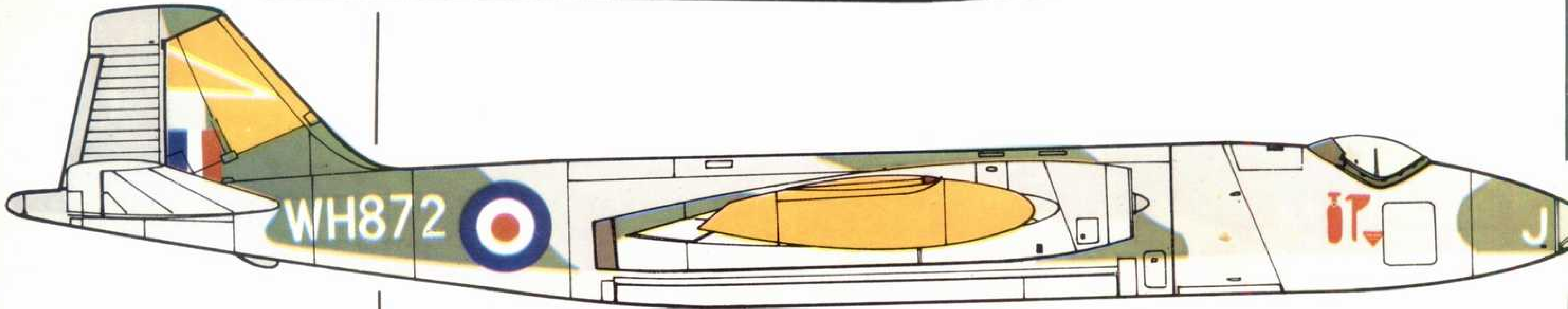


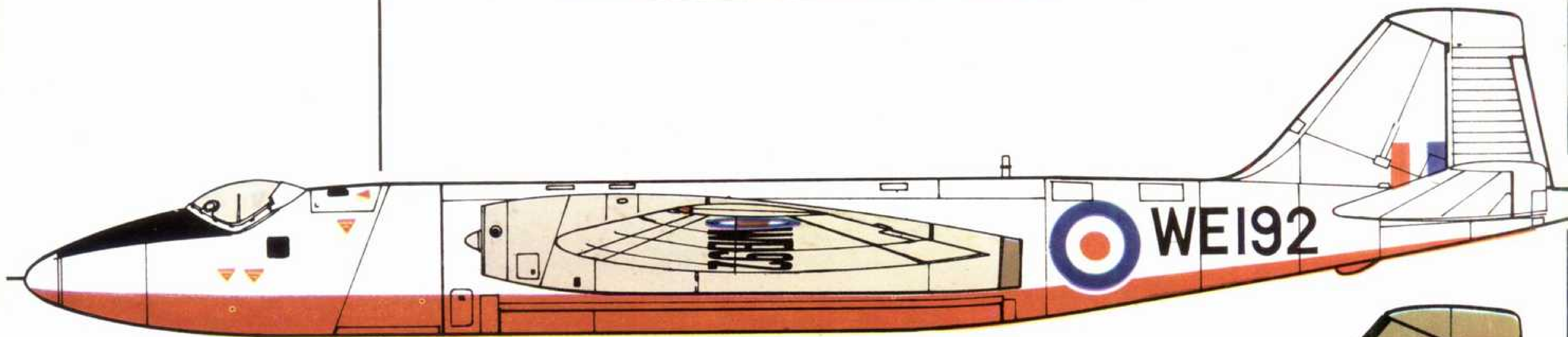
Una formación de Canberra B.16 del 6° Squadron (arriba, en orden descendente). Los aviones están provistos de tubos lanzacohetes colgados de los pilones subalares. Se trataba de una modificación para el ataque a tierra de versiones anteriores. Trasformación de la versión B.5, el Canberra VX 185 se convertía en el prototipo de la versión B.(I).8, caracterizada por una cabina tipo caza, pero dispuesta asimétricamente respecto del eje longitudinal del fuselaje. El cuarto ejemplar de producción de la versión B.8 muestra el esquema mimético de la parte superior, mientras que en la parte inferior el color adoptado es el negro. Se observa el contenedor ventral con armamento de tiro. Izquierda: un ejemplar del avión de reconocimiento fotográfico P.R.9, con ala de mayor superficie. El prototipo tenía cabina similar a la de la versión P.R.7, mientras que la serie tuvo la cabina del B.(I).8. Aquí abajo: el Canberra T.11, versión para el adiestramiento en el control del radar montado en los aviones de interceptación Lightning. Los ejemplares realizados constituían modificaciones del B.2

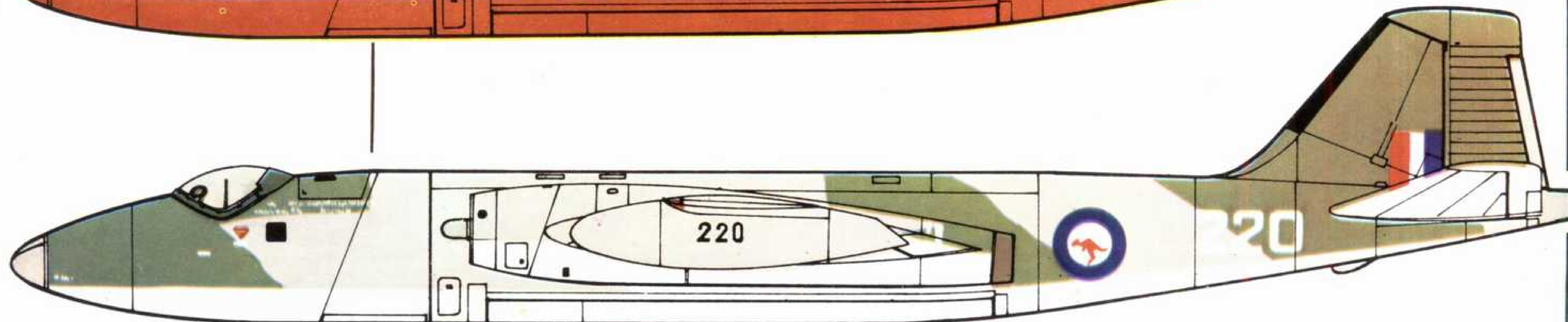


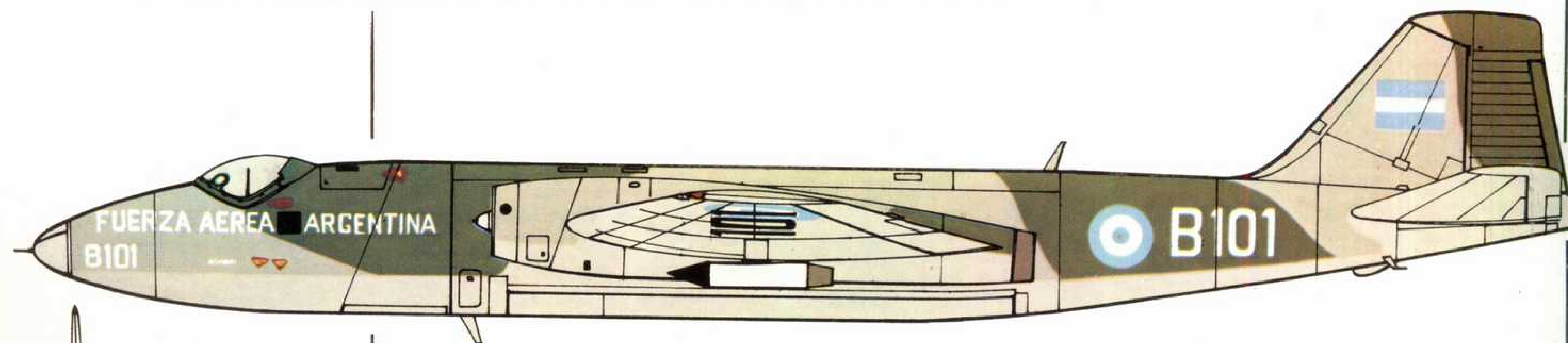


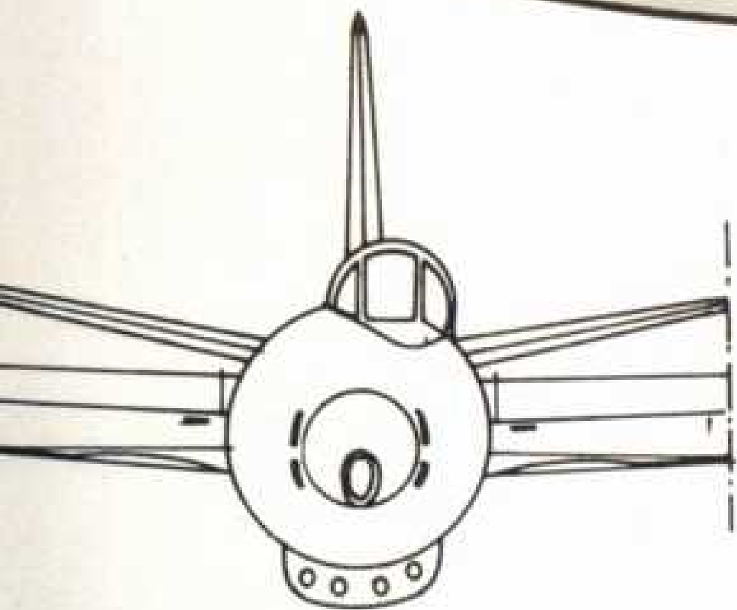

WH914

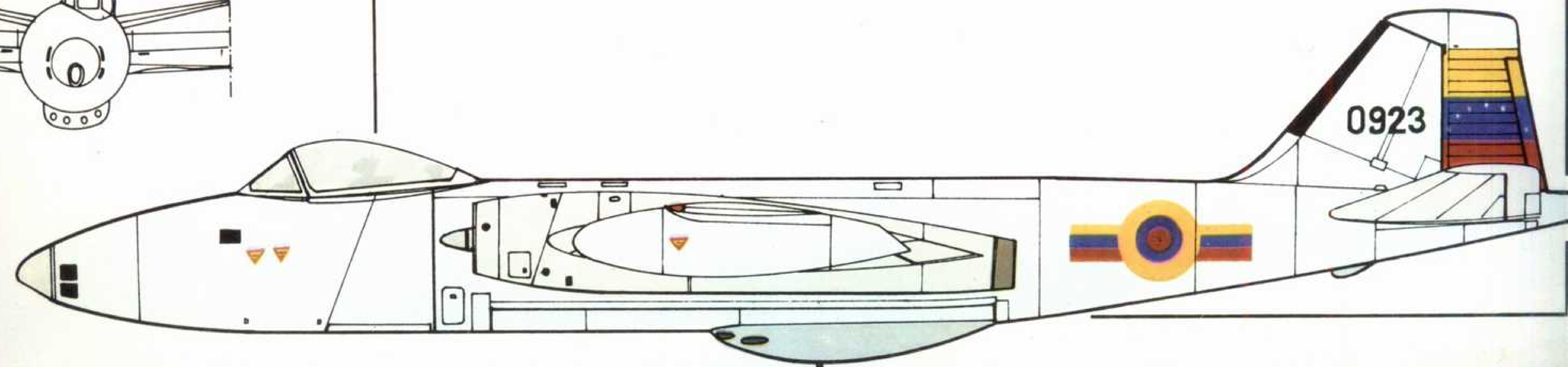

WH872
J


WE192


220


FUERZA AEREA ARGENTINA
B101
B101




0923

En la página anterior, en orden descendente: Canberra B.2 perteneciente al 100 Squadron de la RAF con base en Wittering, Inglaterra oriental, en octubre de 1955. El distintivo con cuadros amarillos y azules indicaba la Wing de Canberra con base en Wittering y, por lo tanto, era común también al 40 Squadron, que también formaba parte de la misma; la única diferencia consistía en el color del disco en el centro de la decoración, rojo en lugar de verde

Canberra B.2 del 249 Squadron de la RAF, con base en Luqa en 1962. En el lado ilustrado, se observan a la izquierda debajo de la cabina los distintivos en rojo que indican la posición del extintor y del hacha, y en la derecha el portillo de acceso

Canberra T.4, variante con doble comando de adiestramiento que entró en servicio en 1954. El ejemplar representado pertenece aún hoy al 231 OCU de la RAF con base en Cottesmore

Canberra Mk.20 (sigla del B.2 fabricado en Australia por la Government Aircraft Factories), perteneciente al 2° Squadron de la RAAF. El 2° Squadron operó desde abril de 1967 hasta junio de 1971 en Vietnam desde la base de Phan Rang

Canberra B.62 (B.2 reacondicionado), perteneciente desde la segunda mitad de 1969 al 1° Grupo Aéreo de Bombardeo de la 2a. Brigada Aérea Argentina, y que operaba desde la base "General Urquiza" en Paraná. El pedido pasado a la BAC en 1969 comprendía 12 Canberra, antes de la RAF, modernizados y, por lo tanto, distinguidos con nuevas siglas: diez bombarderos B.62 y dos aviones de adiestramiento T.64

Canberra B.(I).Mk.8 perteneciente al 39 Escuadrón de Bombardeo de la FAV (Fuerza Aérea Venezolana). Esta versión, concebida para el ataque (inclusive nocturno), es apta también para tareas de reconocimiento fotográfico y adiestramiento avanzado, y se diferencia de las versiones estándar en el armamento fijo, compuesto por cuatro cañones colocados en una góndola ventral, y en la cabina monoplaza y corrida hacia el lado izquierdo, como se observa en el dibujo aparte

En esta página, en orden descendente: Martin B-57B perteneciente al 71 Squadron de la 38 Bomb Wing con base en Laon en Francia en 1957. La coloración ilustrada es estándar para todos los aviones empleados como incursores nocturnos. Las únicas variantes se refieren a la coloración de los timones con colores diversos de acuerdo con las unidades de pertenencia, y los escudos en los depósitos suplementarios

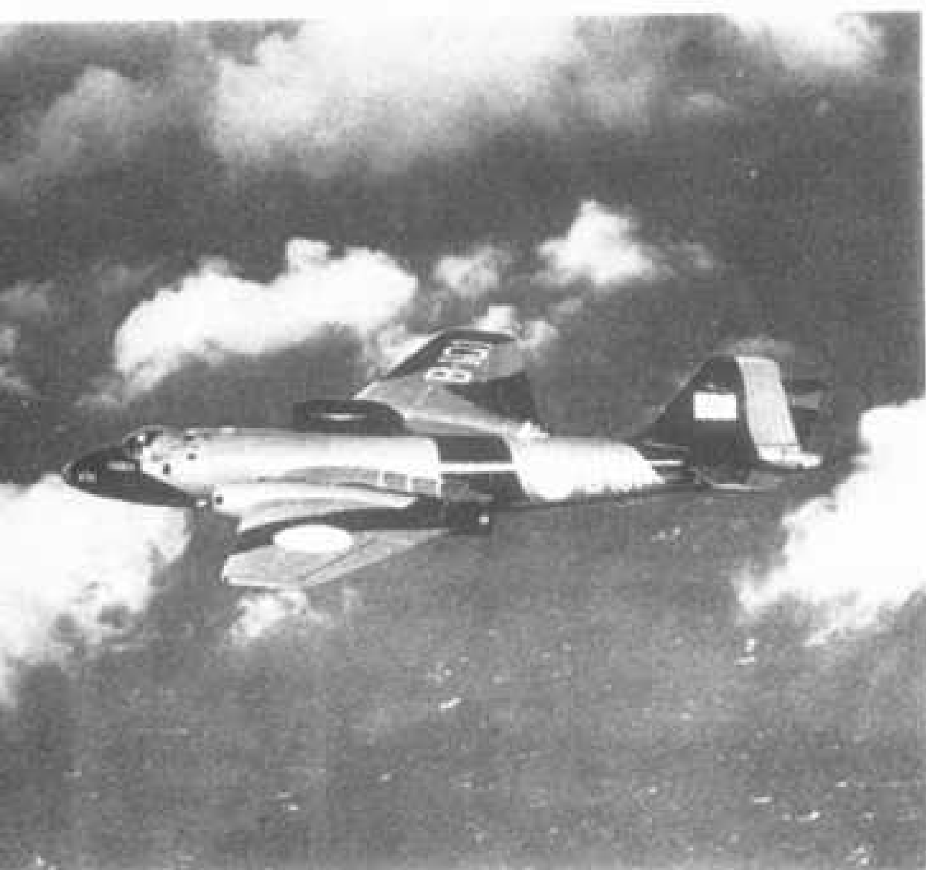
Martin B-57G del 442 Squadron de adiestramiento de la 1a. Tactical Fighter Wing con asiento en la base aérea McDill, Florida. Obsérvense las antenas y las ondulaciones que alojan los sensores de muchos aparatos electrónicos, y el largo soporte de proa para el tubo de Pitot

General Dynamics WB-57F. Concebido como RB-57F y asignado al 58 Weather Reconnaissance Squadron que operaba desde las bases de Kirkland, Albuquerque y Nuevo México, en 1972 fue trasladado a la NASA, provisto de cámaras fotográficas debajo del fuselaje, y empleado en el programa ERTS (Earth Resources Technology Satellite)



roberto terrinoni









En orden descendente: Canberra T.17. Era la versión para adiestramiento de las tripulaciones de los bombarderos de reacción en el empleo de las medidas electrónicas. En 1964, fueron suministrados a la Argentina algunos Canberra B.Mk.62, versión adaptada de los ejemplares B.2, ya pertenecientes a la RAF (Archivo Catalanotto). Un RB-57A, versión del Canberra fabricada por la Martin para la USAF. Este ejemplar (matricula 52-1481) se hallaba en servicio en la 363a. Tactical Reconnaissance Wing (Archivo Apostolo). El B-57B (matricula 52-1534) perteneciente a la primera serie de la segunda versión fabricada por la Martin, caracterizada por la cabina en tándem y armamento fijo de seis ametralladoras de 12,7 mm (Archivo Bignozzi). Derecha: junto con un B-57A vuela el primer RB-57D (matricula 53-3977) versión de reconocimiento de altura y de gran alcance. El avión, basado en el anterior B-57B, está caracterizado por un ala considerablemente ampliada (Archivo Pafi)

tor XB-51 y la urgencia con la cual la USAF requería un incursor nocturno para las operaciones en Corea, donde los pocos B-26 "Invader" denunciaban los problemas de la edad. El B-57 y B-57A, como fueron designadas por la USAF las primeras versiones bajo licencia del Canberra, se diferenciaban del avión inglés por muchas modificaciones impuestas por la adopción de las técnicas de construcción americanas, por la instalación de cámaras fotográficas en el vientre de la sección posterior del fuselaje y, sobre todo, por el empleo de los reactores Wright J65-W-1, W 5 y BW-5 (Armstrong Siddeley "Sapphire" fabricados bajo licencia) en lugar de los Avon de los Canberra británicos.

El posterior B-57B tuvo puestos en tándem y compartimiento de bombas con portillo rotativo, que aseguraba un desenganche extremadamente rápido del armamento de caída. Fueron totalmente similares a éste el B-57C (que, pudiendo disponer de doble comando, podía ser empleado inclusive con fines de adiestramiento, como TB-57C) y el B-57E, que podía ser trasformado en doble comando o en bombardero, pero provisto de aparato para el remolque de blancos. El B-57G fue realizado como incursor nocturno, solamente en 16 ejemplares, trasformando algunos B-57B que fueron provistos de varios y muy perfeccionados aparatos electrónicos, mientras que RB-57D y RB-57F constituyeron las versiones de reconocimiento que, del B-57 conservaron, sin embargo, prácticamente sólo el fuselaje (excluida la trompa, que fue alargada), el empenaje horizontal y el tren de aterrizaje. Las alas de los dos aviones llegaron, en cambio, a dimensiones imponentes, con los correspondientes aumentos de las superficies de los empenajes verticales, mientras que los motores adoptados tuvieron empujes mucho más elevados que los suministrados por los J 65. El RB-57D tuvo, en efecto, dos motores de doble árbol Pratt & Whitney J 57, y el RB-57F, realizado en 21 ejemplares por la General Dynamics de Fort Worth, modificando considerablemente otra igual cantidad de B-57B, con dos turborreactores de doble flujo P. & W. TF 33-P-11A. Éstas, integradas por dos reactores P. & W. J 60-P-9 en góndolas subalares llevaron a este avión de reconocimiento estratégico de altura, caracterizado por un ala de triple larguero carente de hipersustentadores, a disponer de una propulsión total igual a más del triple de aquélla del Canberra prototipo.

Su empleo

El Canberra, dadas sus capacidades de carga y altura, desarrolló con los colores ingleses una intensa actividad como banco de prueba volador, permitiendo la experimentación de aparatos radioeléctricos, de motores de cohete, de turborreactores, de misiles, como también la realización de pruebas acerca de las técnicas de reabastecimiento en vuelo y observaciones de la turbulencia verificada en el vuelo veloz a baja altura. De todos modos, el más famoso de todos los Canberra banco de prueba fue el B.Mk.2 matrícula WD952 que, entre 1953 y 1956, propulsado por dos reactores de doble árbol Bristol Olympus 99, 101 y 102, con propulsiones que aumentaban progresivamente, llegó a alturas que aumentaron de 19416 a 20083 metros. Un segundo B.Mk.2 (WK163), con un cohete Double Spectre instalado en el compartimiento de bombas llegó, sin embargo, a los 21430 metros el 28 de agosto de 1957, mientras que un P.R.Mk.3 (WE139) fue el vencedor, en 1953, de la carrera Londres-Nueva Zelanda en poco más de 23 horas, al importante promedio de 796 km/h.

Los Canberra de la RAF, con base en Chipre y Malta, fueron empleados en octubre-noviembre de 1956 en las operaciones contra Egipto, durante la crisis de Suez, y fueron los Canberra del Squadron N° 10 los que, en la mañana del 31 de octubre, desengancharon las primeras bombas sobre los aeropuertos egipcios en la zona del canal. Un empleo bélico mucho más importante tuvieron los B-57 de la USAF que, debido a que llegaron demasiado tarde para poder ser empleados en Corea, fueron utilizados en un principio para maniobras militares en los Estados Unidos. Probaron nuevas técnicas de empleo (incluida la de bombardeo "de sostén"), y algunas unidades fueron trasladadas al Mediterráneo y a Formosa cuando en estas dos áreas se delinearon posibilidades de crisis internacionales.

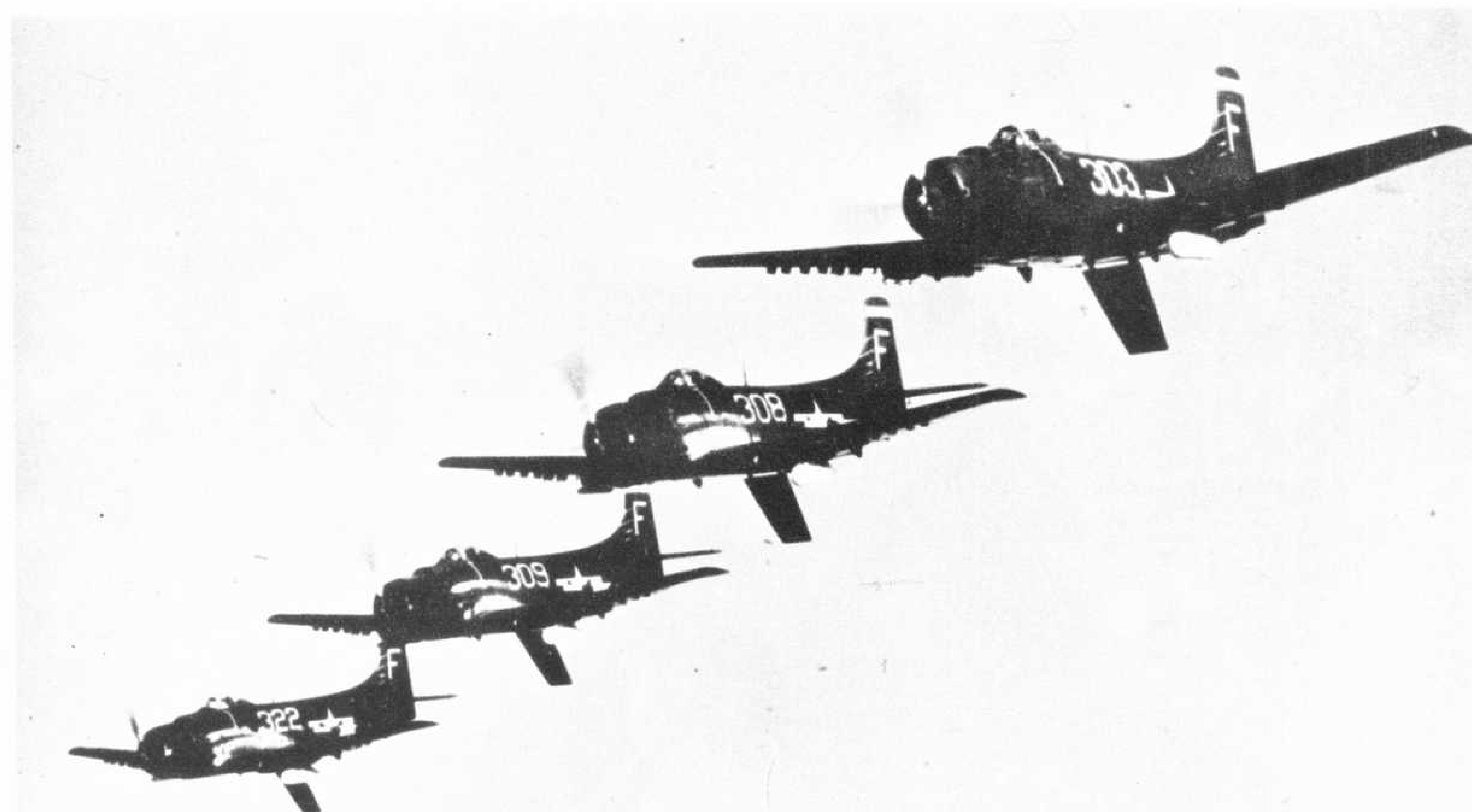
Después de que unos veinte B-57B hubieran sido suministrados, en 1959, a la aeronáutica paquistaní, el birreactor Martin fue empleado nuevamente, a partir de la primavera de 1963, en el sudeste asiático. Sin embargo, el bombardero americano se reveló esencialmente inadecuado para las durísimas exigencias operativas del frente vietnamita, y las pérdidas sufridas por las unidades que lo empleaban, debidas en su gran mayoría a accidentes, no estuvieron justificadas en absoluto respecto de los modestos resultados obtenidos. Sobre todo las misiones confiadas a los incursores nocturnos B-57G resultaron desproporcionadamente costosas, empleando aviones provistos de aparatos extremadamente sofisticados y tripulaciones excepcionalmente preparadas en el ataque de objetivos de insignificante valor material.

Los aviones de reconocimiento de altura RB-57D y F operaron como aviones espía en los cielos soviéticos y en los chinos, decolando desde Formosa, Japón y Paquistán, comúnmente con insignias de China nacionalista y de Paquistán, pero con tripulaciones americanas; también aparecieron en los cielos europeos aun simulando, en el curso de maniobras, ser incursores de altura enemigos.

Algunos RB-57F fueron modificados con la denominación WB-57F, para la realización de exploraciones meteorológicas, mediante aparatos para la obtención de muestras de la atmósfera que permiten también una utilización de los mismos para la obtención de datos sobre experiencias nucleares.



DOUGLAS AD "Skyraider"



Formación de AD-1 (izquierda) recién entregados al VA-4B en febrero de 1949. El Squadron fue embarcado en el portaaviones Roosevelt. Obsérvese el radomo subalar y el freno aerodinámico ventral abierto (Acme Photo). Abajo: uno de los prototipos XBT2D-1. En la capota, el distintivo de la "Testing Division" de la Douglas (Archivo Bignozzi)

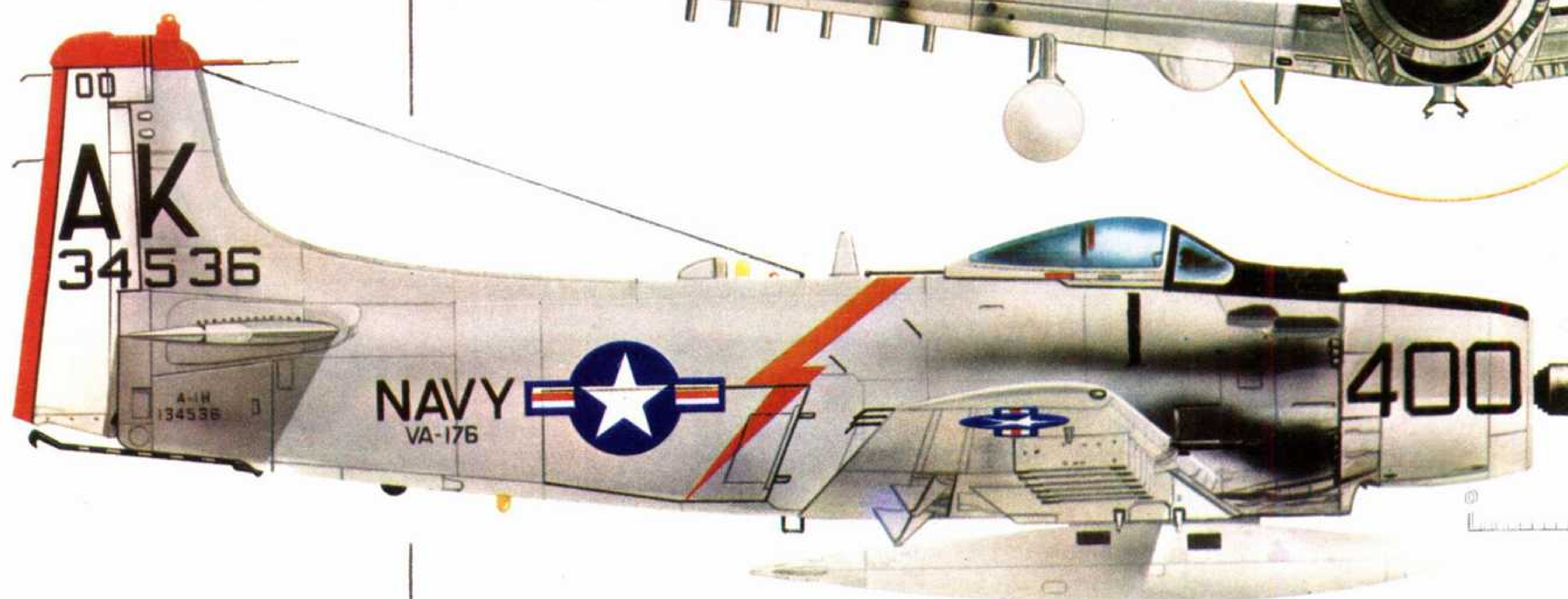
CARACTERÍSTICAS		XBT2D-1	AD-1	AD-2	AD-2Q	AD-3	AD-4	AD-5	AD-6
Envergadura	m	15,240	15,240	15,240	15,240	15,240	15,240	15,240	15,240
Largo total	m	12,014	12,014	12,090	12,090	12,090	12,090	12,217	11,836
Altura	m	2,743	2,743	4,699	4,699	4,699	4,699	4,826	4,775
Superficie alar	m²	37,192	37,192	37,192	37,192	37,192	37,192	37,192	37,192
Peso vacío	kg	4 578	4 765	4 784	5 062	4 904	5 052	5 585	5 429
Peso total	kg	6 123	6 316	7 379	7 774	7 493	7 660	8 257	8 213
Peso con sobrecarga	kg	7 938	8 179	8 284	8 683	8 399	8 555	–	11 340
Velocidad máxima	km/h	604	589	517	510	517	517	501	518
a la altura de	m	4 145	4 115	5 578	5 578	5 578	5 578	5 486	5 486
Velocidad de crucero	km/h	264	298	319	330	322	325	322	319
Velocidad inicial de trepada	m/seg	18,69	18,24	14,22	13,16	14,02	13,51	11,68	14,48
Techo práctico	m	10 119	10 058	9 967	9 601	9 845	9 314	–	–
Alcance	km	2 296(1)	3 114(2)	1 472	1 368	1 448	1 448	–	–
Motor tipo Wright		R-3350-24W	R-3350-24W	R-3350-26WA	R-3350-26WA	R-3350-26WA	R-3350-26WA	R-3350-26WA	R-3350-26WA
Potencia en el decolaje	CV	2 535	2535	2 737	2 737	2 737	2 737	2 737	2 737
Potencia máxima en altura	CV	2 230	2 230	3 062(3)	3 062(3)	3 062(3)	3 062(3)	3 062(3)	3 062(3)
a la altura de	m	3 353	3 505	–	–	–	–	–	–

(1) con torpedo y 1949 litros de combustible; (2) con 907 kg de bombas; (3) potencia de emergencia.

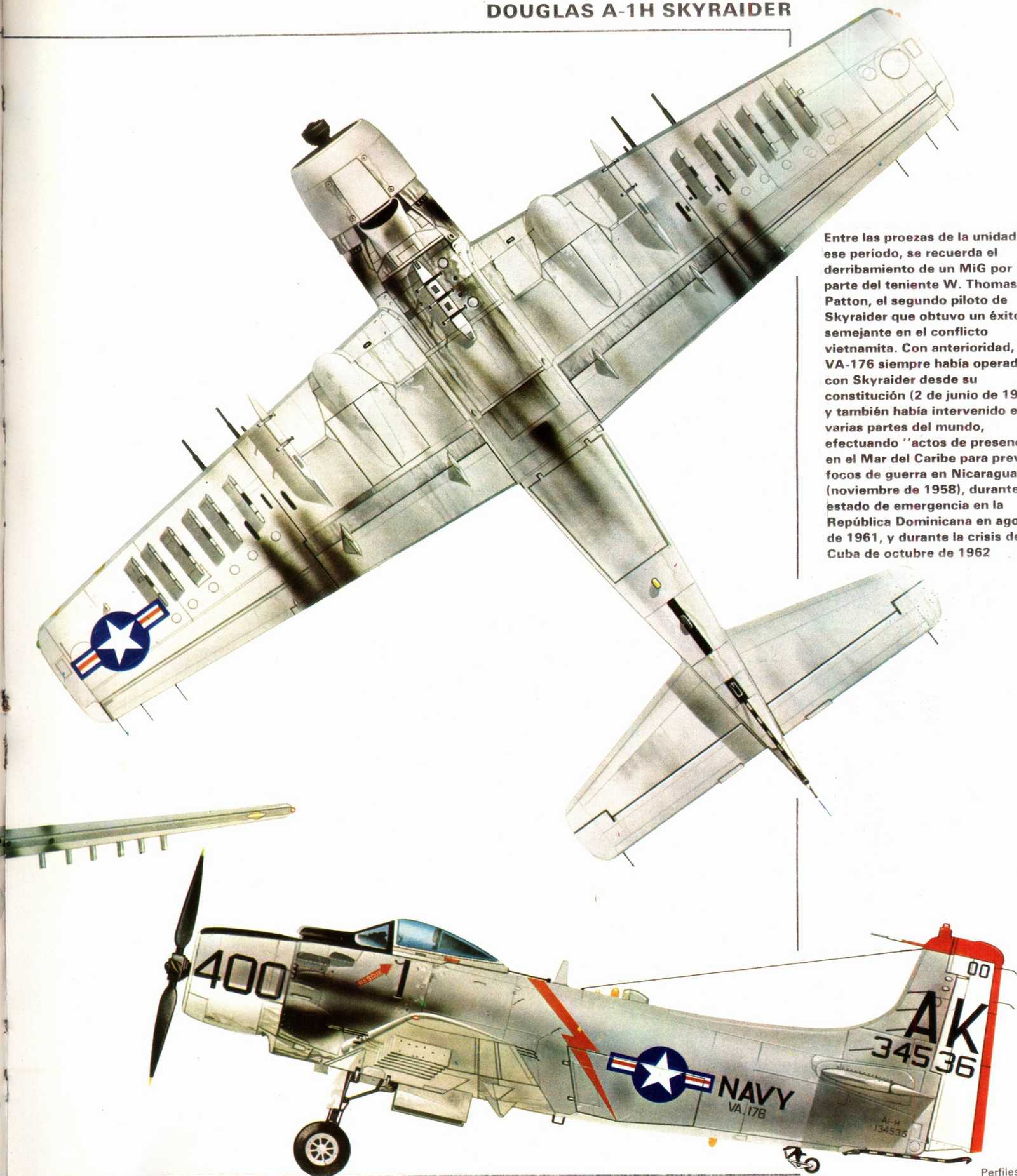
Parece estar ya confirmado que la fórmula definitiva del gran avión de ataque de la marina de los Estados Unidos, destinado a suceder a aquel Dauntless que había dado tan buena prueba en el curso de la Segunda Guerra Mundial, fue puesta a punto en 1944 en una sola noche en la habitación de un hotel de Washington. El jefe de planeamiento de la división de El Segundo de la Douglas, con sus asistentes Leo Devlin y Gene Root se encontraban, en efecto, en la capital americana para discutir el futuro del avión embarcado SBD, y la Douglas con su BTD parecía haber quedado fuera de la competición, que veía rivalizar dos nuevos aparatos: el Martin XBTM y el Kaiser XBTK. No había tiempo suficiente para rever todo el proyecto, inclusive porque las otras dos firmas estaban muy adelantadas en el suyo, y los



A-1H (nueva sigla, desde 1962, para el AD-6) del Squadron VA-176 "Thunderbolts" con la coloración adoptada en el primer ciclo operativo por la unidad en Vietnam, en 1966; posteriormente se adoptó la más conocida decoración con avispón. Durante el primer ciclo de operaciones en Asia sudoriental, el VA-176 estaba embarcado en el portaaviones Intrepid (CVS-11) y formaba parte de la primera Wing de ataque empleada en ese conflicto, la 10a., compuesta por otro Squadron basado en los Skyraider, el VA-165, y dos en los Skyhawk, los VA-15 y VA-95



massimo jacoponi



Entre las proezas de la unidad en ese período, se recuerda el derribamiento de un MiG por parte del teniente W. Thomas Patton, el segundo piloto de Skyraider que obtuvo un éxito semejante en el conflicto vietnamita. Con anterioridad, el VA-176 siempre había operado con Skyraider desde su constitución (2 de junio de 1955), y también había intervenido en varias partes del mundo, efectuando ''actos de presencia'' en el Mar del Caribe para prevenir focos de guerra en Nicaragua (noviembre de 1958), durante el estado de emergencia en la República Dominicana en agosto de 1961, y durante la crisis de Cuba de octubre de 1962



En orden descendente: un AD-1 con el armamento externo compuesto de cohetes aire-tierra de diversos calibres (Archivo Apostolo). La versión AD-2, identificable por los portillos que cerraban totalmente los compartimientos de las ruedas. Un gran radomo ventral caracterizaba al AD-3W; el operador de radar estaba alojado en la parte inferior del fuselaje y la cabina conservaba, por lo tanto, la forma de los modelos monoplaza (Archivo Catalanotto). Para las misiones nocturnas se desarrolló la variante AD-3N, ilustrada aquí con las alas replegadas (Archivo Apostolo). Uno de los dos AD-3E (antes AD-3W), con el voluminoso radomo que había hecho necesaria una compensación aerodinámica con el agregado de dos planos verticales en el empenaje (Official Department of Defence Photo)

tres técnicos de la Douglas se vieron obligados, por ello, a rever la propuesta de la Douglas en poquísimas horas.

El proyecto BTD (originariamente conocido como XSB2D-1), que nació en octubre de 1943, estaba caracterizado por el ala baja de gaviota, tren de aterrizaje triciclo anterior y un armamento constituido por cuatro armas de 12,7 mm en el ala y otras del mismo calibre, montadas en una torreta posterior telecomandada. Se trataba de un aparato extremadamente pesado, con deficiencias aerodinámicas bastante importantes que se manifestaron en las pruebas efectuadas por la Marina en 1944. Además, la U.S. Navy ahora tenía nuevas exigencias: quería un monoplaza, de gran alcance, cuya función principal fuese la de bombardero de picada con buenas posibilidades de trasformación en avión de torpedeo.

Todas estas nuevas características fueron evaluadas atentamente en la preparación del XBT2D, cuya realización no requirió mucho tiempo pues el prototipo ya podía volar el 18 de marzo de 1945. Para ganar peso se había eliminado, en primer lugar, el compartimiento de bombas interno; toda la carga bélica sería trasportada en la parte externa debajo del fuselaje y el ala. Los cinco depósitos originarios del BTD habían sido sustituidos, además, por un solo depósito grande de combustible. Otra interesante característica del nuevo avión (designado "Destroyer II" antes de tomar la designación de "Skyraider") estaba constituida por la presencia de frenos aerodinámicos originales en el fuselaje. En menos de dos semanas y media, el prototipo XBT2D-1 completaba 32 vuelos de prueba y, el 7 de abril de 1945, era entregado al centro experimental de la Marina de Patuxent River para las habituales pruebas de evaluación.

Su técnica

El Skyraider era un gran monomotor de estructura totalmente metálica, con ala baja, empenaje cruciforme y tren de aterrizaje triciclo posterior totalmente retráctil.

El ala del Skyraider, de mediano alargamiento (6,2), modestamente convergente y con diedro no muy acentuado, estaba basada en perfiles NACA de las series 24 (en la raíz) y 44 (en la punta), que aun en la época en la cual fue proyectado el avión no estaban, por cierto, entre los más modernos. Sin embargo, éstos ofrecían, aunque al precio de una cierta resistencia pasiva, considerables características de sustentación; la importancia atribuida a la capacidad de carga del avión, y a la contención en límites reducidos en todo lo posible de sus velocidades y longitudes de decolaje y aterrizaje, hizo que fueran preferidos en lugar de los más modernos perfiles laminares entonces disponibles.

El ala, de clásica estructura semimonocasco, basada en un larguero principal y en un larguerillo posterior y en el revestimiento de lámina reforzada por costillas y larguerillos, estaba constituida por una sección central, adherida al fuselaje, por dos semialas externas replegables hacia arriba (en cuyo borde de salida se extendían amplios alerones) y por dos puntas de ala que podían quitarse. Los hipersustentadores eran del tipo con deslizamiento, y ocupaban el borde de salida de la sección central del ala, hasta los laterales del fuselaje. Éste, de considerable superficie lateral y con estructura monocasco reforzado por larguerillos longitudinales y por compactas cuadernas trasversales, tenía una característica sección en U invertida. En el vientre chato, aproximadamente en correspondencia con la raíz del borde de salida alar, y en los laterales del fuselaje, estaban articulados los amplios frenos aerodinámicos, accionados hidráulicamente.

Los empenajes, de considerable superficie, estaban constituidos por un estabilizador de doble larguero de planta trapezoidal, dispuesto aproximadamente en línea tangente al dorso del fuselaje, y por una alta deriva, también de doble larguero, en cuyo extremo estaba instalado el tubo de Pitot, y unida al fuselaje por una gran aleta. Las superficies móviles, totalmente metálicas, equilibradas dinámicamente y provistas de aletas correctoras en el borde de salida (al igual que los alerones), estaban constituidas por dos semielevadores de planta rectangular, con grandes picos de compensación en los extremos, y por un timón, también con pico de compensación.

Los parantes anteriores del tren de aterrizaje, provistos de amortiguadores oleoneumáticos de larga carrera, se retraían hacia atrás en el vientre del ala, alojándose entre los dos largueros, en compartimientos que eran cerrados por portillos ventrales. La rueda de cola se retraía hacia adelante y, debajo del cono de popa del fuselaje (que se unía en el timón) se replegaba, durante el vuelo, el gancho de aterrizaje.

El motor del Skyraider era el doble estrella de dieciocho cilindros Wright R-3350 "Cyclone", en las versiones 24W, 26WA y 26WB, con reductor con relación 1/0,4375, compresor centrífugo de sobrealimentación accionado mecánicamente a inyección de agua-metanol, instalado con regulación de impulsos de 4°30'. El motor, que accionaba una hélice cuatripala de velocidad constante Aeroproducts, de 4,114 m de diámetro, estaba encerrado en un carenado NACA, cuyo volumen era pequeño si se lo relacionaba con las grandes dimensiones del fuselaje. La toma del aire del compresor estaba dispuesta ventralmente, inmediatamente después de las persianas que regulaban la refrigeración del motor, y la del radiador del lubricante en la parte anterior del trasparente del parabrisas.

Los equipos de a bordo, dado que el avión trasportaba en instalaciones subalares externas todo el armamento de caída y, en las misiones de mayores distancias, también buena parte de la carga de combustible (en el fuselaje estaba instalado un gran depósito autosellante de 1438 litros), estaban instalados racionalmente y podía accederse a ellos fácilmente para las operaciones de control y mantenimiento. El puesto de pilotaje, con puestos uno al lado de otro en las versiones triplaza destinadas al ataque nocturno, a las contramedidas electrónicas y al patrullaje de radar, estaba dispuesto aproximadamente en correspondencia con el borde de ataque de la raíz del ala, y gozaba de excelente visibilidad





tanto gracias a su posición elevada, como por la amplia capota trasparente, corrediza hacia atrás. Un especial cuidado se había dedicado a su protección, que ya en el primer prototipo estaba asegurada por casi 95 kg de blindaje.

Su evolución

Al originario pedido por 15 Skyraider de preserie siguió, el 5 de mayo de 1945, una carta de intención para 548 BT2D-1, pero la orden fue reducida a 377 ejemplares dado que, en ese ínterin, se había producido la finalización de las hostilidades con Japón. Durante todo el mes de abril de 1946, veinte BT2D-1 habían sido entregados para las pruebas operativas, en el trascurso de las cuales se efectuaron muchos aterrizajes y decolajes desde portaaviones. Simultáneamente, la U.S. Navy modificó el sistema de designación de sus propios aviones y, el BT2D-1 se convirtió en el AD-1.

La versatilidad de la célula halló una ulterior confirmación cuando algunos de los 25 prototipos sufrieron modificaciones necesarias para ser adaptados a una serie de versiones propuestas para el empleo fotográfico (P), patrullaje radar (W), ataque nocturno (N) y contramedidas (Q).

En la versión de ataque puro (AD-1), el Skyraider disponía de un armamento fijo de dos cañones de 20 mm, además de seis soportes por cada semiala para cohetes de 5 pulgadas o bombas de 113 kg; debajo del fuselaje podía ser enganchado un depósito suplementario de 1135 litros, o bien un torpedo o cargas de profundidad. La primera variante, directamente derivada del AD-1, era la AD-1W, una versión de exploración antisubmarino con un radar ventral, seguida por la AD-1Q, equipada para las contramedidas de radar.

En octubre de 1947, el AD-1 entraba en servicio, aunque con algunas deficiencias respecto de la resistencia del tren de aterrizaje y del ala; tales inconvenientes fueron eliminados totalmente en el AD-2, que llevaba un motor más potente, el Wright "Cyclone" R-3350-26W de 2734 caballos, y un instrumental de nuevo tipo. De los 336 AD-2 encargados, se fabricaron solamente 178: 156 AD-2 y 22 AD-2Q, constituyendo también ésta una variante con aparatos para contramedidas electrónicas.

El AD-3, que debería tener un motor *compound* Wright "Turbo Cyclone" R-3350-30W, dio origen al WXA2D-1, con el turbohélice Allison T-40, y la denominación AD-3 fue utilizada para una nueva serie de Skyraider con modificaciones esencialmente estructurales. De los AD-3 se fabricaron 193 ejemplares.

En mayo de 1948, cuando aún se hallaba en producción el AD-3, la Douglas comenzó la variante AD-4, aquélla fabricada en la mayor cantidad de ejemplares, en la cual las modificaciones más importantes se referían a la cabina (parabrisas y tablero de nuevo modelo con el agregado del piloto automático). De los 1051 ejemplares fabricados, 372 fueron AD-4 normales, 307 AD-4N, 168 AD-4W, 39 AD-4Q y 165 AD-4B.

En ese ínterin, la marina había solicitado a la Douglas que adaptara la célula del Skyraider para realizar misiones antisubmarino y, a comienzos de 1949, dos AD-3W y AD-3N fueron trasformados en los prototipos AD-3E y AD-3S para experimentar la técnica ASW. Sin embargo, con las grandes mejoras logradas en los radares de localización, muy pronto pareció evidente que, tanto la función de localización como la de ataque, podían ser desarrolladas perfectamente con un único aparato. De este modo, nacía la variante AD-5 con puestos uno al lado de otro para el piloto y el operador de radar (o copiloto), fabricada a partir de 1951 en las siguientes cantidades y variantes: 212 AD-5, 239 AD-5N, 218 AD-5W y 1 AD-5S.

Con los siguientes AD-6 y AD-7 se volvía a la configuración monoplaza, y ambos aviones fueron fabricados exclusivamente en la versión de ataque. Prácticamente, el AD-6 era un AD-4B mejorado, con la sección central reforzada y electrónica simplificada: desde 1952 a 1955 se fabricaron 713 ejemplares del mismo. El AD-7 se diferenciaba del AD-6 por tener un motor más potente Wright "Cyclone" R-3350-26WB de 2839 caballos y una estructura reforzada para adaptarse a más severas condiciones operativas: entró en producción en 1955 y fue fabricado en 72 ejemplares.

El último Skyraider fue entregado a la marina americana en 1957, concluyendo de este modo una producción que duraba desde hacía más de doce años, articulada en 3180 aviones, siete versiones y 28 variantes, capaces de desarrollar una vastísima gama de misiones.

Su empleo

Toda la gama de los Skyraider estaba equipada para cuatro funciones principales: el ataque diurno y el todo tiempo, el patrullaje y las contramedidas electrónicas. De todos modos, el gran monomotor demostró ser un formidable aparato capaz de desarrollar una gran cantidad de misiones, tales como reabastecimiento aéreo, exploración antisubmarina, ambulancia, trasporte de pasajeros o mercancías.

Si al comienzo de las hostilidades en Corea, los primeros aviones bélicos empleados fueron los Cor-







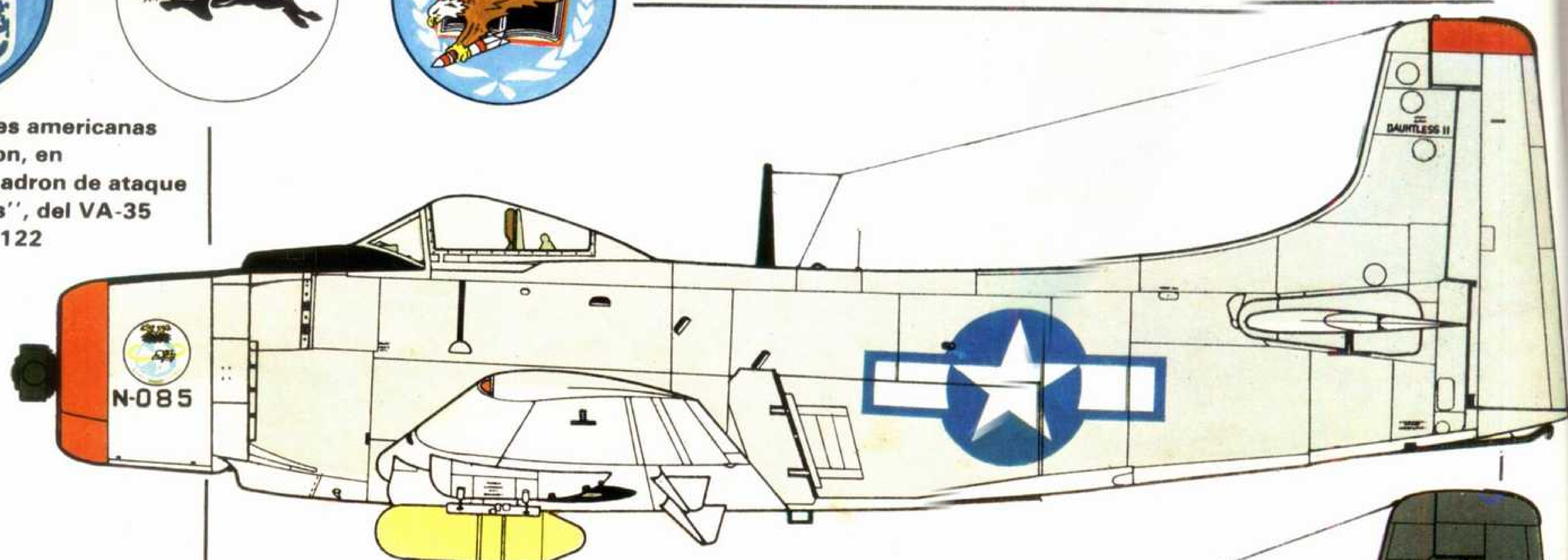


Alrededor de 50 AD-4W (arriba izquierda) fueron suministrados a la Fleet Air Arm, que los bautizó Skyraider AEW-1. Derecha, en orden descendente: uno de los 12 Skyraider que la Royal Navy cedió a la Svenska Flygtjänst AB, una firma sueca que efectuaba el remolque de blancos para la aviación sueca. Trasformados por la Scottish Aviation, los aviones eran pintados en amarillo (Archivo Bignozzi). Un AD-4Q, variante de contramedidas electrónicas, tomado en un campo francés. Las aletas Handley Page son evidentes en el borde de ataque de este AD-4W de la VC-11. El AD-5, con cabina cuatriplaza con asientos dobles uno al lado de otro, fue llamado "Skyraider Multiplex" por su extremada versatilidad: aquí la variante AD-5N (luego A-1G). El AD-5W, que con las variaciones de las siglas en 1962 se convirtió en EA-1E

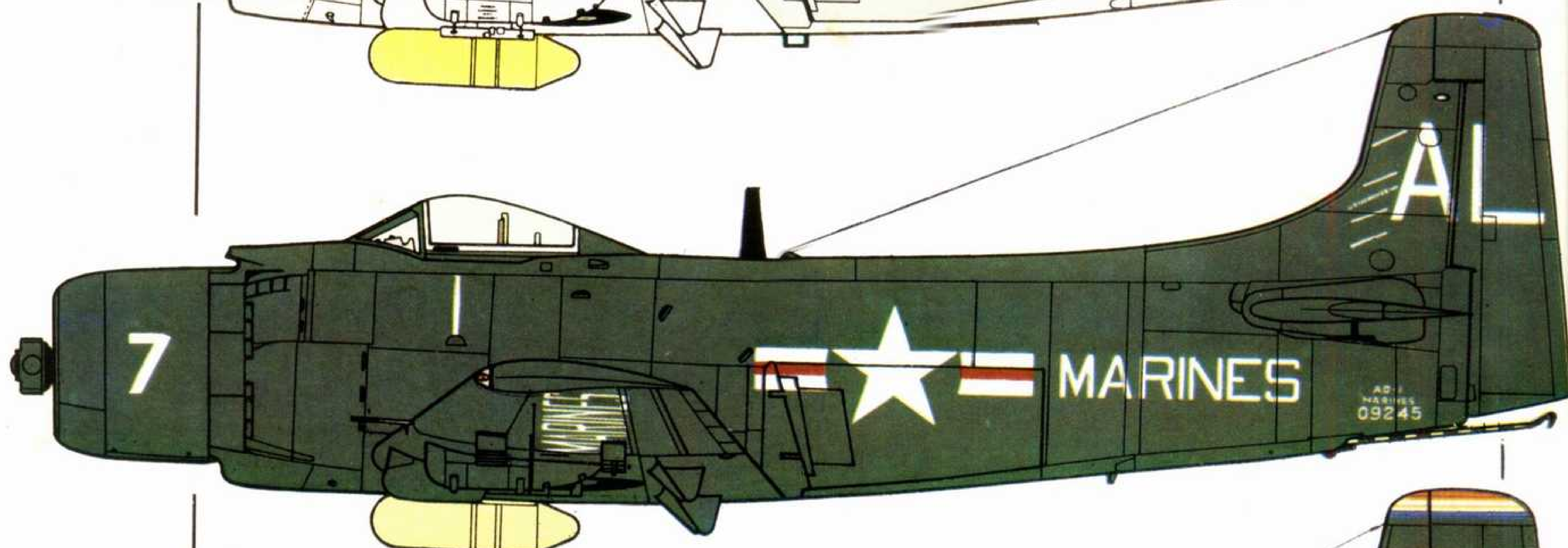




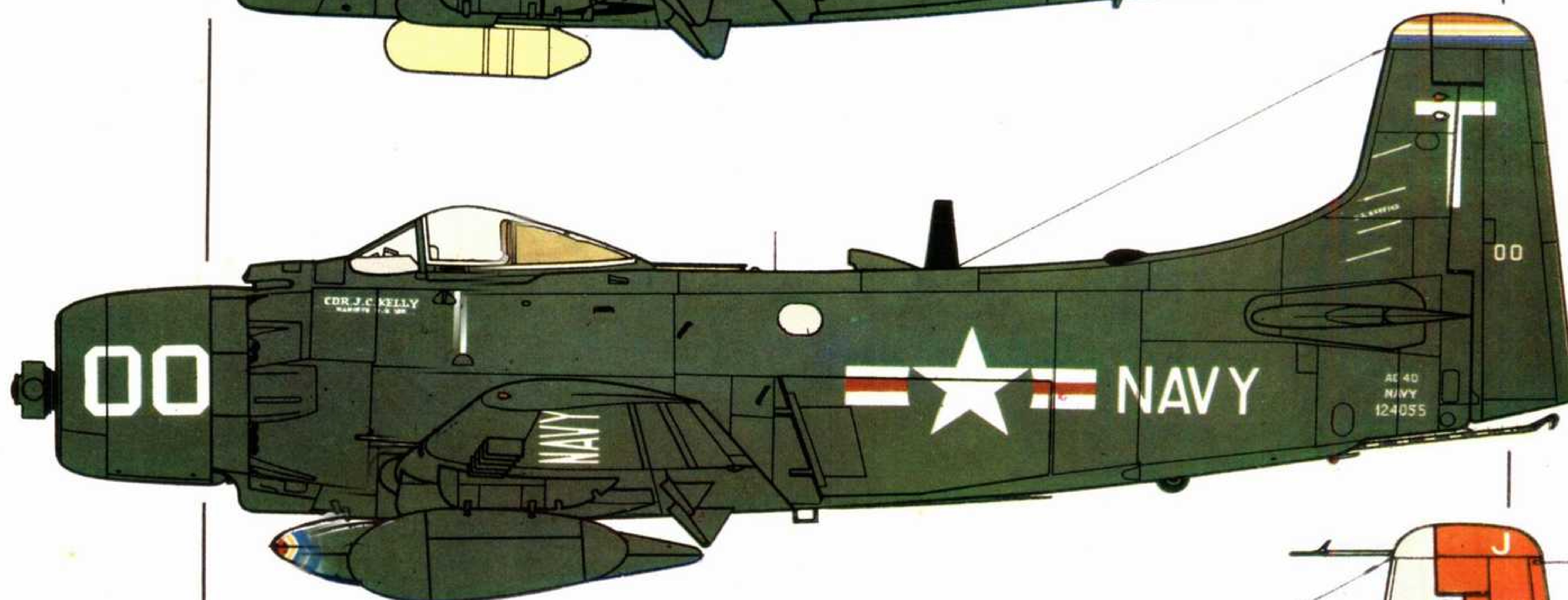
Tres distintivos de unidades americanas montados en Skyraider: son, en ese orden, los del VA (Squadron de ataque naval) - 176 ''Thunderbolts'', del VA-35 ''Black Panters'' y del VA-122



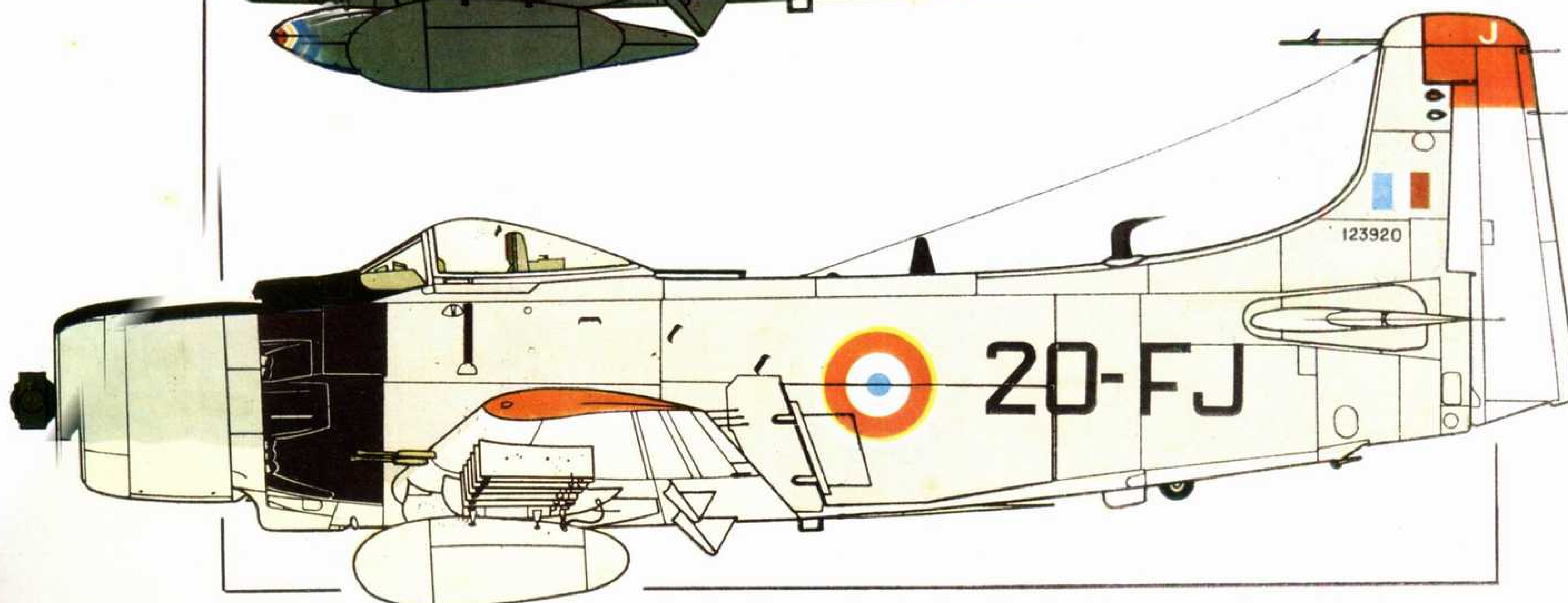
Uno de los 25 prototipos XBT2D-1 ''Dauntless II''; en un principio los aviones no fueron pintados, luego llevaron la coloración ''Midnite blue'', típica de la aviación naval en ese período



AD-1 de la USMC, con un contenedor para aparatos electrónicos debajo de la semiala izquierda, perteneciente a una de las pocas unidades de los Marines que emplearon el Skyraider en Corea



AD-4Q de un destacamento del WAW-13, la unidad para contramedidas electrónicas de la flota del Atlántico en la década de 1950. Se observa la puerta del compartimiento interno para el operador ECM, y en la parte superior la toma de aire para la ventilación; además del gran radomo debajo de la semiala izquierda, el avión lleva un depósito ventral

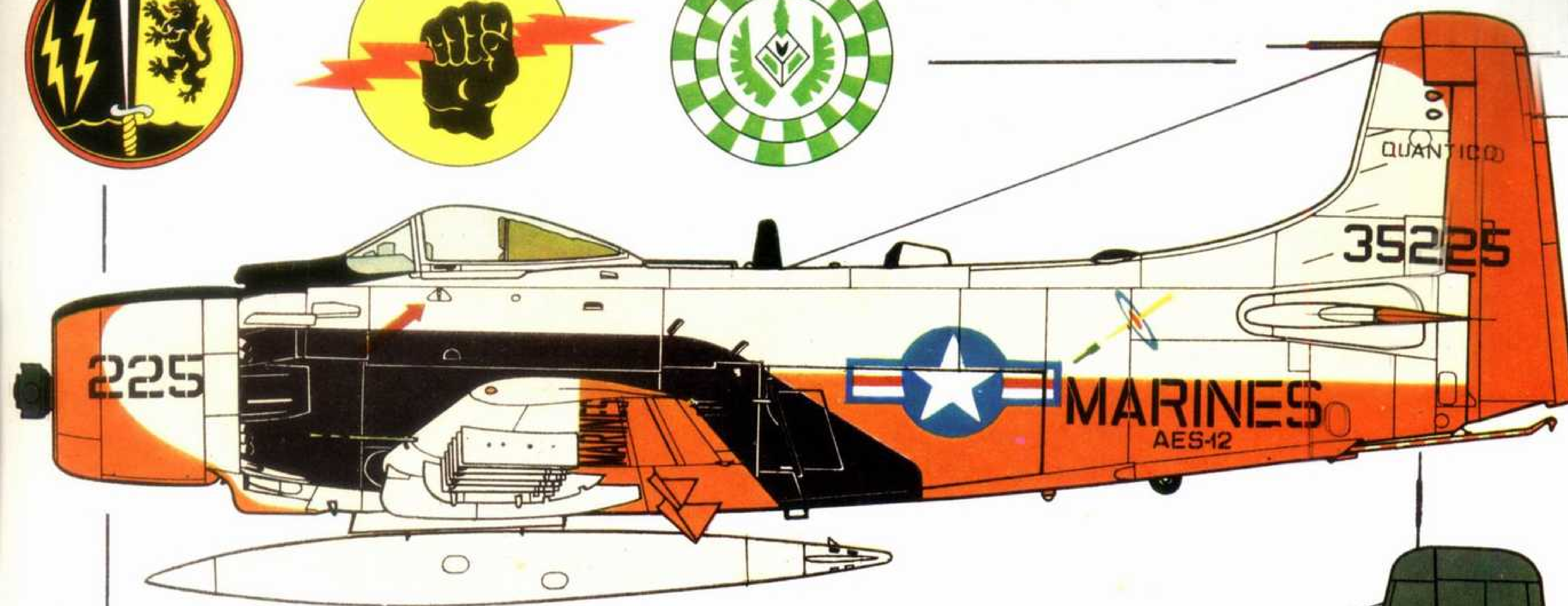


Uno de los 100 AD-4 cedidos en 1959 a la Armée de l'Air para las operaciones en Argelia; la coloración gris era aquella que se había vuelto obligatoria para los aviones navales americanos a partir de agosto de 1957. Rechazada la solicitud americana de restitución de los Skyraider, Francia los cedió en 1965 a la aviación camboyana y luego a las de la República Centroafricana y de Chad, que aún los emplean

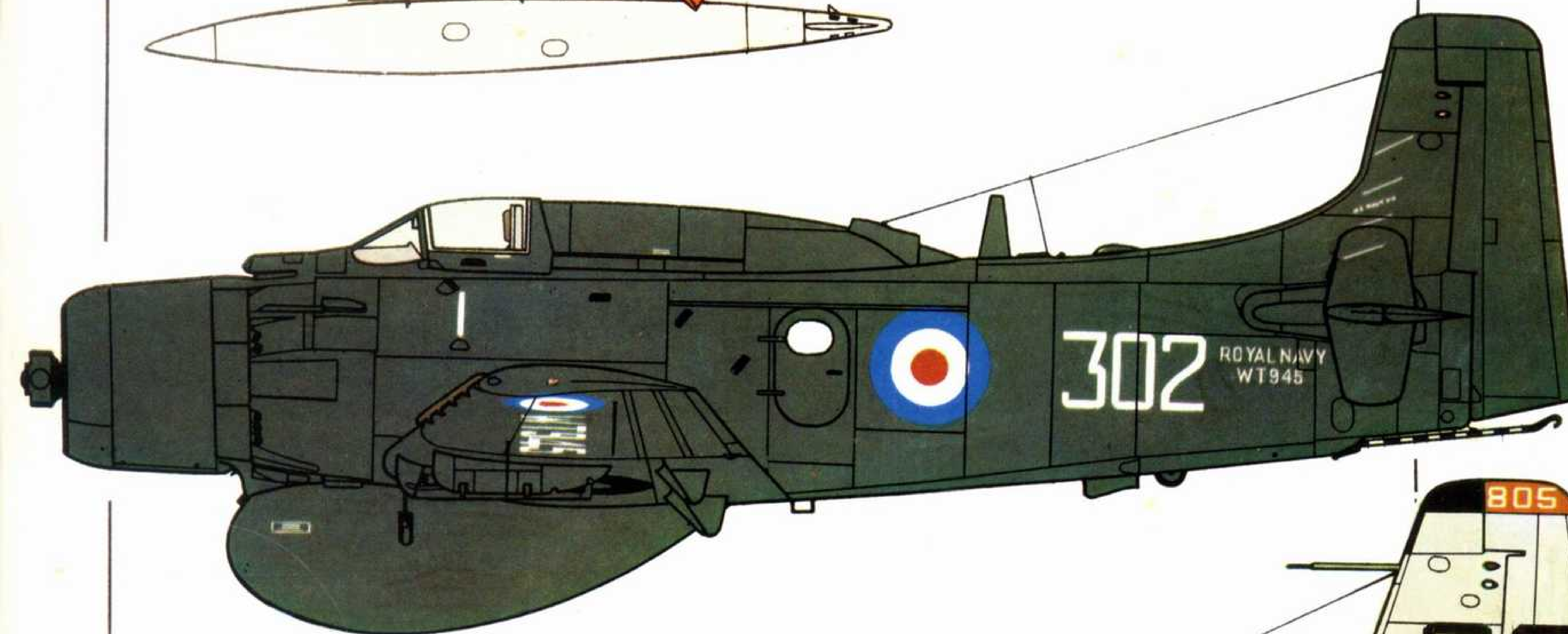




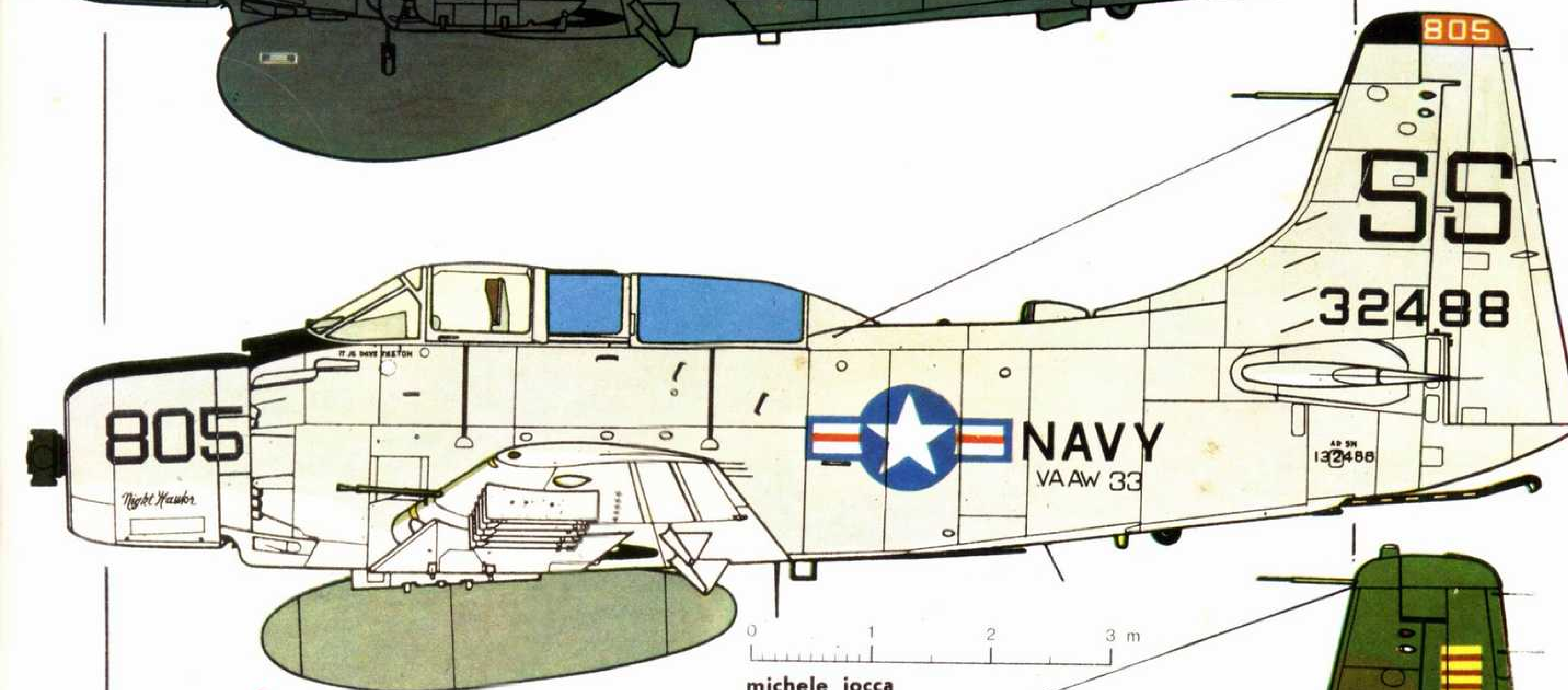
Los distintivos del VA-145 "Swordsmen", del VA-25 "The first of the Fleet" (la primera unidad que recibió el nuevo avión, en diciembre de 1947, cuando era designado temporariamente VA-65), y del VA-215 "Barnowls", una de las últimas unidades que dejó los Skyraider por aparatos más modernos



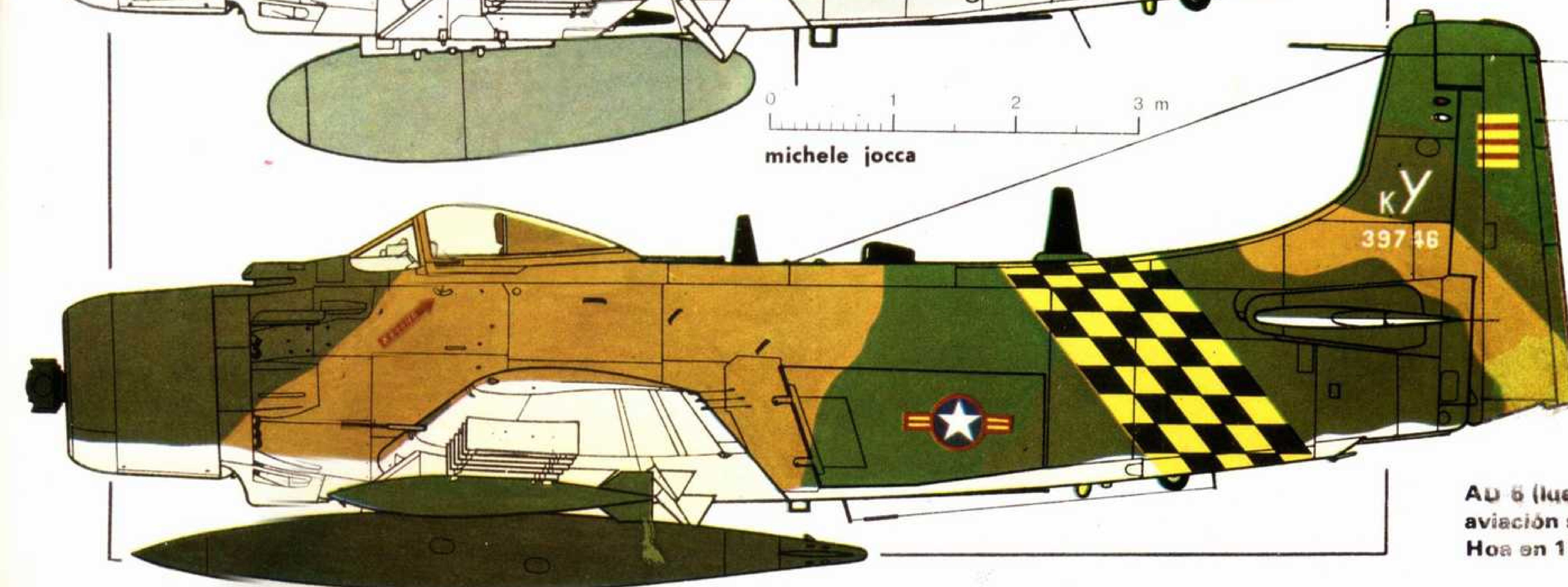
AD-4D del 12 Squadron de la reserva de la U.S. Marine Corps con base en Quantico, Virginia; la coloración es aquélla empleada desde 1956 en los aviones de adiestramiento y para experiencias en armamentos especiales



AD-4W, uno de los 50 suministrados a la Fleet Air Arm que los designó Skyraider AEW-1, asignándolos al 778 Squadron con base en Culdrose, para la familiarización, y luego (1953) al Squadron operativo 849, de los cuales cuatro Flight estaban embarcados en portaaviones. Doce de los restantes después de la radiación (en 1962) fueron modificados y cedidos a una firma sueca que los utilizó para el remolque de blancos



AD-5W (luego EA-1E) "Skyraider Multiplex" del VA/AW 33. El ejemplar ilustrado, bautizado "Night Hawk", tiene la coloración clara introducida en agosto de 1957, y lleva un depósito ventral sumado al radomo, de grandes dimensiones debajo de la semiala derecha



AD 6 (luego A-1H) del Squadron 23 de la aviación survietnamita, con base en Bien Hoa en 1967







Arriba, de izquierda a derecha: un AD-6, con las alas replegadas, en el plano del ascensor que lo ha llevado al puente del portaaviones Independence, que navegaba en el golfo de Nápoles el 6 de enero de 1961. El avión pertenece a la VA-75 (Archivo Falessi). Un AD-6 del segundo bloque de producción, perteneciente a la VA-175, aún con la coloración azul oscura que la U.S. Navy conservó hasta 1956 (Archivo Apostolo). Un EA-1E de la VAW-12, fotografiado en un aeropuerto italiano (Archivo Bignozzi). Abajo: una patrulla de A-1E (antes AD-5) empleados por la USAF en Vietnam en 1964: obsérvese la coloración mimética de tres tonos y las pequeñísimas insignias de nacionalidad, llamadas "ministars" (Foto USIS). Más abajo: uno de los dos prototipos XA2D-1, desarrollo con turbohélice del AD-3; el primer prototipo voló el 1° de junio de 1950. De los muchos aviones ordenados, se fabricaron en serie solamente diez, debido a los defectos del motor Allison XT 40-A-6 (Archivo Apostolo)

sair y los Avenger, a éstos se sumaron inmediatamente los F9F Panther y los Skyraider que, en un principio, desarrollaron tareas de patrullaje.

El primer escuadrón de Skyraider, el VA-55 del portaaviones Valley Forge, entró en acción el 3 de julio de 1950 utilizando los AD-4 en acciones de ataque sobre campos e instalaciones alrededor de Pyongyang. Poco después se le unía el VA-115 del portaaviones Philippine Sea; otras unidades de Skyraider fueron alimentadas con la llegada de los portaaviones Leyte (VA-35), Boxer (VA-65), Bonne Homme Richard y Bennington. Además de las acciones diurnas, muchas salidas fueron efectuadas de noche también por los AD-4N, mientras que los AD-4Q de la VMC-1 del Marine Corps, neutralizaron eficazmente los puestos de radar enemigos. La gran contribución del aparato en el conflicto coreano ha sido apoyada muchas veces por las fuentes más autorizadas: algunos inclusive calificaron al Skyraider como el avión de mayor éxito en los 37 meses de guerra, y es indiscutible que sólo un aparato como el Skyraider podía llevar con precisión 1000 kg de explosivo sobre los más difíciles objetivos.

En noviembre de 1961, la Pacific Air Force de la USAF creaba la II División Aérea en Saigón, para asegurar asistencia y apoyo táctico a las fuerzas aéreas de Vietnam del Sur. Dado que inicialmente los pilotos americanos no participaron directamente en el conflicto, fueron trasformados, en un principio, para el empleo operativo, monomotores T-28 y bimotores B-26; luego el gobierno de Vietnam obtuvo de la marina americana una cierta cantidad de ejemplares de AD-5, provistos de doble comando.

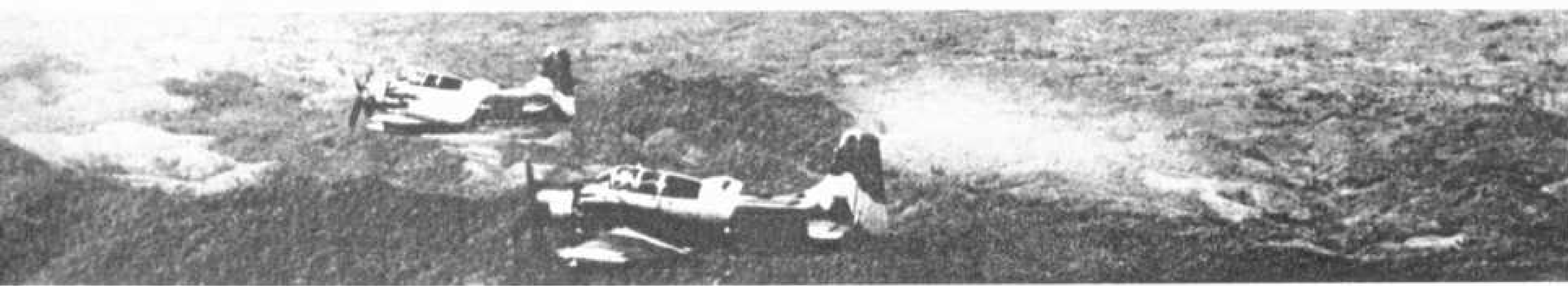
En agosto de 1964 terminaba la contribución indirecta de los Estados Unidos y entraba en acción la Task Force 77. Los Skyraider de la VA-52 fueron los primeros que atacaron los objetivos del Viet cong, partiendo del portaaviones Ticonderoga, y otr unidad veterana de Corea, el 14 grupo a bordo de Constellation, se unió a ellos en los cielos de Viet nam. Al intensificarse la acción de la marina ameri cana, también las unidades de los portaavione Coral Sea, Ranger y Hancock llevaron una efica contribución a las operaciones antiguerrilla y, en es tas misiones, se distinguieron por su versatilidad lo Douglas "Skyraider". En abril de 1965, con la apar ción del portaaviones Midway en el teatro de guerr vietnamita, también el grupo VA-25 que había ope rado durante mucho tiempo en Corea con los Sky raider entró en acción; precisamente a esta unidad le correspondió un significativo éxito en el siguient mes de julio con el derribamiento de un MiG-1 coreano por obra de los cañones de 20 mm de u AD-4. Un posterior encuentro entre Skyraider MiG, en 1966, concluyó nuevamente con un éxit del fuerte avión americano.

La función que los AD desempeñaron en Vietnar provocó también el problema de reabrir su caden de producción: en efecto, el último ejemplar habí sido entregado en 1957, y toda la reserva había sid absorbida por los acontecimientos bélicos más re cientes; pero, sin embargo, se prefirió sustituir e fuerte monomotor de pistones Douglas con los má modernos aviones "COIN".

Además de la U.S. Navy, el Marine Corps y algu nas unidades de la USAF, los Skyraider fuero adoptados por otras fuerzas aéreas. El primer paí extranjero que lo adoptó fue Gran Bretaña, que reci bió 50 AD-4W para la Royal Navy mediante el pro grama MDAP. Los aviones fueron entregados par el adiestramiento, hacia fines de 1951 al Squadro N° 778 y, al finalizar este año, fueron asignados a 849 Squadron para operar en los portaaviones se gún las técnicas americanas. Los Skyraider británi cos permanecieron en servicio hasta 1962, cuando los restantes doce aviones fueron cedidos a l Svenska Flygtjänst AB para el empleo como remol que de blancos para la aviación sueca. La modifica ción realizada por la Scottish Aviation consistía en l supresión del radar y su radomo, como también d los dos empenajes auxiliares verticales, y en la insta lación del dispositivo de enganche del blanco.

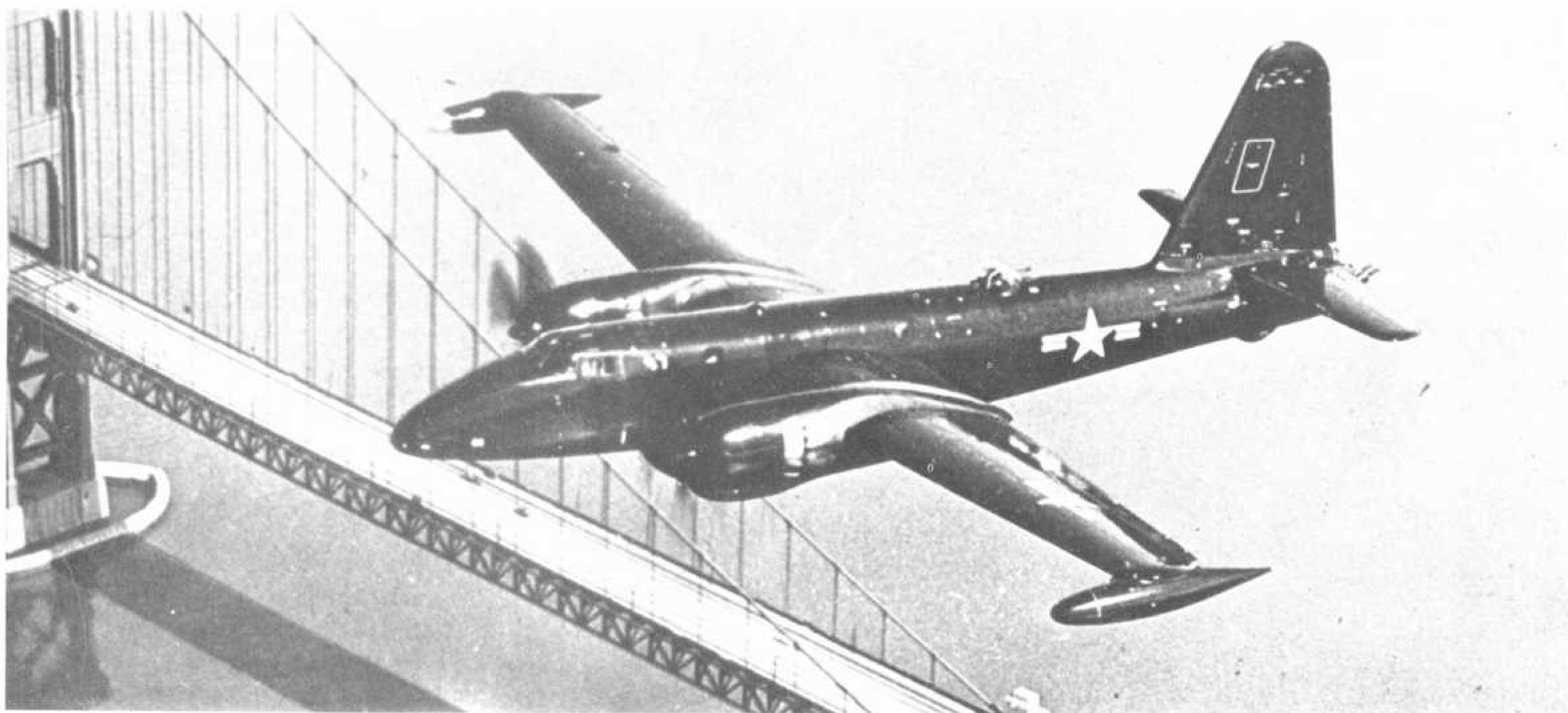
La Armée de l'Air francesa se convirtió en la se gunda fuerza aérea europea que adoptó los Sky raider cuando, en 1959, obtuvo un centenar de AD 4 (se trataba de material eliminado del inventario de la U.S. Navy), que empleó luego en la campaña de Argelia. Algunos de estos aviones fueron posterior mente trasladados, en 1965, a las fuerzas aéreas camboyanas.

Otros AD-6 de la marina americana fueron suministrados a la República de Vietnam del Sur hacia fines de 1960, en el marco del programa de asistencia mutua.





LOCKHEED P2V Neptune



Uno de los primeros P2V-4 (izquierda) volando sobre "Golden Gate" en la bahia de San Francisco. En el huso de la punta derecha se observa el carenado trasparente para el proyector luminoso (Archivo Alata). Abajo: uno de los dos XP2V-1 prototipos del Neptune, identificable por la torreta de proa y el carenado entre la torreta dorsal y la deriva (Archivo Bignozzi)

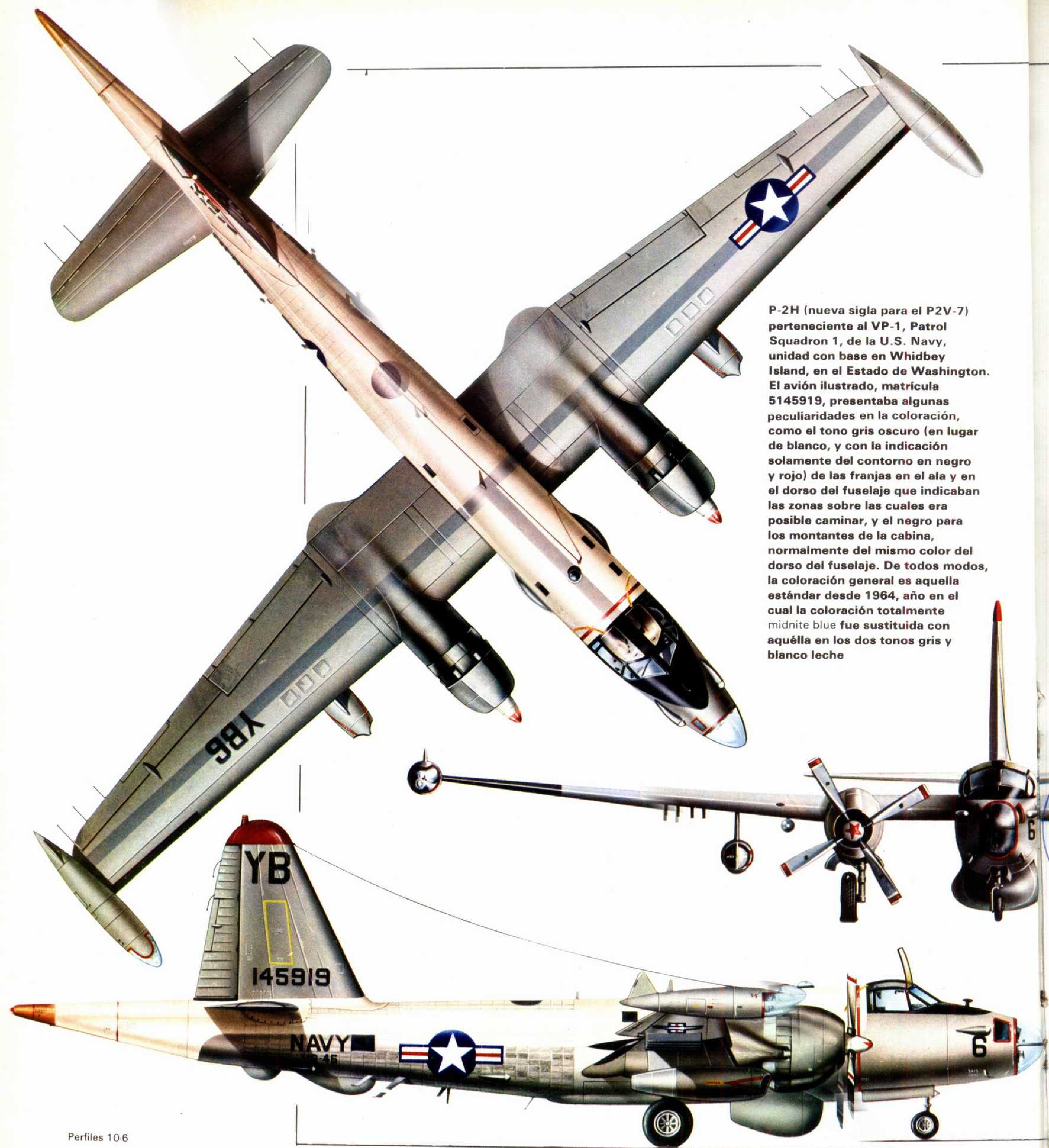
CARACTERISTICAS		XP2V-1	P2V-1	P2V-2	P2V-3	P2V-4	P2V-5	P2V-6	P2V-7	P2V-J
Envergadura	m	30,480	30,480	30,480	30,480	30,480	31,090	31,090	31,648	30,874
Largo total	m	22,962	22,962	23,724	23,724	23,724	26,867	25,171	27,838	29,229
Altura	m	8,686	8,686	8,560	8,560	8,560	8,560	8,560	8,941	8,928
Superficie alar	m²	92,903	92,903	92,903	92,903	92,903	92,903	92,903	92,903	92,903
Peso vacio	kg	14 810	15 926	14 951	15 819	19 060	18 939	19 422	20 619	19 278
Peso total	kg	24 733	27 548	24 494	22 708	30 618	30 618	30 618	31 751	34 019
Peso con sobrecarga	kg	26 308	27 738	28 611	29 075	33 624	34 542	35 389	36 287	34 246
Velocidad máxima	km/h	465	488(2)	515(3)	544	566	549	528	573(5) 491(6)	402(6)
a la altura de	m	4 755	4 663	4 115(3)	3 962	2 896	—	—	—	—
Velocidad de crucero	km/h	262	283(2)	286(3)	290	—	—	—	—	371
Velocidad inicial de trepada	m/s	5,69	5,33(2)	4,11(3)	5,38	13,31	8,33	5,84	7,74	9,14
Techo práctico	m	7 071	8 230(2)	7 925(3)	8 534	9 449	8 839	8 230	6 706	9 144
Alcance normal	km	4 633(1)			—	—	—	—	—	—
Alcance máximo	km	6 775	6 647	6 413	6 333	6 759	7 644	7 403	5 955	4 448
Motores tipo		Wright R-3350-8	Wright R-3350-8A	Wright R-3350-24W	Wright R-3350-26W	Wright R-3350-30W	Wright R-3350-30W	Wright R-3350-30W	Wright R-3350-32W	General Electric T64-IHI-10
Potencia máxima en el decolaje	CV	2 x 2 332	2 x 2 332	2 x 2 839	2 x 3 244	2 x 3 802	2 x 3 802	2 x 3 802	2 x 4 055	2 x 2 889
Potencia máxima en altura	CV	2 x 1 926		2 x 2 129		2 x 2 687 2 x 3 295(4)	2 x 2 687 2 x 3 295(4)	2 x 2 687 2 x 3 295(4)	2 x 3 548(4)	—
a la altura de	m	4 267								
Reactores auxiliares									Westinghouse J34-WE-34	Hishikawajima J3-IHI-74
Empuje máximo en el decolaje	kg								2 x 1 542	2 x 1 400

(1) con ocho cargas de profundidad de 147 kg; (2) con un peso de 21 371 kg; (3) con un peso de 22 244 kg; (4) potencia de emergencia; (5) con los cuatro motores; (6) solo de hélice

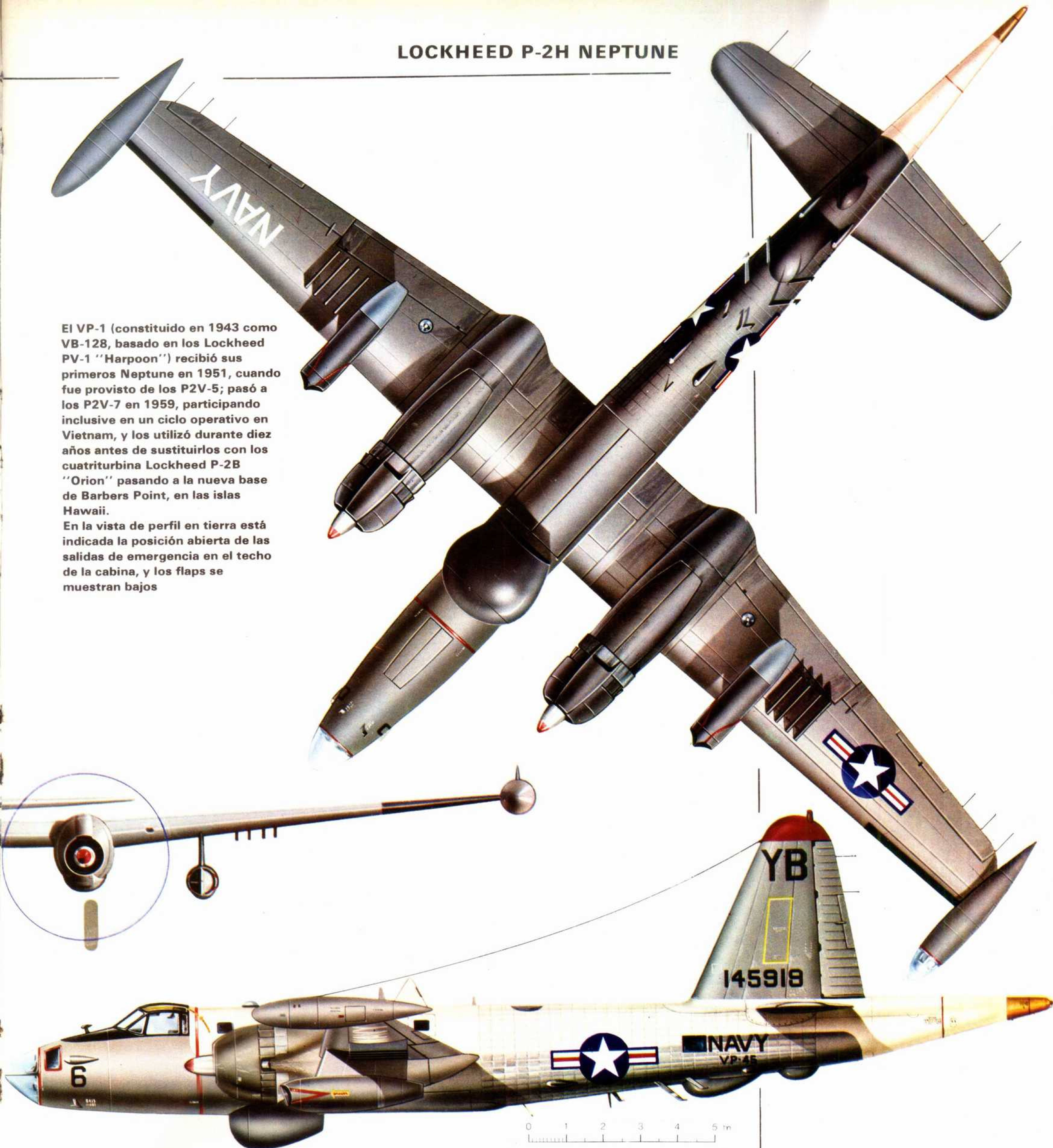
Entre las enseñanzas que surgieron de las experiencias de la Segunda Guerra Mundial, además de la comprobación de que, por ejemplo, los días del bombardero de picada, del avión de torpedeo y del planeador de trasporte ya habían llegado a su ocaso, una de las más importantes fue que las diversas justificaciones que habían llevado a emplear grandes hidroaviones para el reconocimiento marítimo y para la lucha antisubmarino ya no eran aceptables. En efecto, el progreso de los motores permitía utilizar para las misiones citadas, y con plena seguridad, aviones terrestres, netamente superiores tanto desde el punto de vista aerodinámico como desde el estructural, inclusive a los más refinados hidroaviones.

Los americanos, a pesar de haber empleado intensamente hidroaviones de reconocimiento (en particular, los excelentes Consolidated "Catalina" y Martin "Mariner"), utilizaron también aviones terrestres para patrullar las extensiones oceánicas y dar la caza a los submarinos enemigos y, entre estos aviones, tuvieron un lugar de especial importancia los cuatrimotores Consolidated "Liberator" y "Priva-





P-2H (nueva sigla para el P2V-7) **perteneciente al VP-1, Patrol Squadron 1, de la U.S. Navy, unidad con base en Whidbey Island, en el Estado de Washington. El avión ilustrado, matrícula 5145919, presentaba algunas peculiaridades en la coloración, como el tono gris oscuro (en lugar de blanco, y con la indicación solamente del contorno en negro y rojo) de las franjas en el ala y en el dorso del fuselaje que indicaban las zonas sobre las cuales era posible caminar, y el negro para los montantes de la cabina, normalmente del mismo color del dorso del fuselaje. De todos modos, la coloración general es aquella estándar desde 1964, año en el cual la coloración totalmente** midnite blue **fue sustituida con aquélla en los dos tonos gris y blanco leche**



El VP-1 (constituido en 1943 como VB-128, basado en los Lockheed PV-1 ''Harpoon'') recibió sus primeros Neptune en 1951, cuando fue provisto de los P2V-5; pasó a los P2V-7 en 1959, participando inclusive en un ciclo operativo en Vietnam, y los utilizó durante diez años antes de sustituirlos con los cuatriturbina Lockheed P-2B ''Orion'' pasando a la nueva base de Barbers Point, en las islas Hawaii.
En la vista de perfil en tierra está indicada la posición abierta de las salidas de emergencia en el techo de la cabina, y los flaps se muestran bajos

vincenzo cosentino









En orden descendente: los tres P2V-2 del Photographic Squadron 1 que en noviembre de 1948 exploraron las zonas montañosas de Alaska para verificaciones acerca del patrimonio forestal del Estado en aquellas regiones (Archivo Bignozzi). P2V-2 de la 6a. Flota americana fotografiados en Ciampino (Roma) en 1952. Obsérvese la giba superior que probablemente contenía aparatos electrónicos (Archivo Catalanotto). Uno de los once ejemplares P2V-3C que habían formado parte del Composite Squadron 5 para operar desde los portaaviones, fotografiado en 1953 en Ciampino. Estos aviones habían sido pasados a otras tareas (Archivo Catalanotto). El gran radomo ventral de la versión P2V-4 (luego P-2D) y los puestos defensivos son bien visibles en esta fotografía tomada, siempre en Ciampino, en 1953 (Archivo Bignozzi)

teer", y los bimotores Lockheed "Hudson" (que, sin embargo, fueron empleados sobre todo por la RAF), "Ventura" y "Harpoon".

El gran potencial que los aviones terrestres de reconocimiento y antisubmarinos habían demostrado poseer, llevó a la Lockheed a comenzar, en 1942, el estudio de un nuevo bimotor, con peso y dimensiones mucho más importantes que aquéllos de sus antecesores antes mencionados, y caracterizado sobre todo por un considerable alcance, por un gran armamento (siempre sin descuidar velocidades aceptables de aterrizaje), en un programa que dos años más tarde llevó al pedido de dos prototipos y trece aviones de preserie para la ejecución de pruebas operativas.

El 17 de mayo de 1945, en el aeropuerto de Burbank en California, J. Towle y H. Johnson llevaban en vuelo por primera vez el prototipo del nuevo avión, el XP2V-1 "Neptune".

Su técnica

El Neptune es un gran bimotor de ala media, con empenaje de una sola deriva y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil, de construcción totalmente metálica.

El ala del Neptune está constituida por cinco elementos: la sección central, de planta rectangular y carente de diedro, basada en perfil NACA 2419 modificado, que atraviesa el fuselaje; las dos semialas, ligeramente convergentes y con diedro bastante pronunciado; y las dos puntas de ala. La estructura, del clásico tipo semimonocasco, está basada en un cajón alar que se extiende aproximadamente entre el diez por ciento y el 60 por ciento de las cuerdas, incorporando algunas secciones herméticas que aseguran la flotación del avión en caso de acuatizaje forzoso, y a cuya cara anterior está unido el borde de ataque (con deshelador térmico), mientras que a la cara posterior están unidas las estructuras del borde de salida, que comprenden amplios hipersustentadores Fowler (con angulación máxima de 32°) y alerones provistos de aletas de resorte. Cuando se accionan los hipersustentadores, también las popas de las góndolas motrices adheridas a éstos, retroceden y se bajan, e incluso los alerones (compensados aerodinámicamente y balanceados dinámicamente) giran 10° hacia abajo, para aumentar las características de sustentación. Disruptores de flujo dorsales están instalados en las semialas externas, a la altura de las raíces de los alerones.

El fuselaje de sección ovoide, también con estructura semimonocasco, está dividido en seis secciones unidas entre sí mediante bulonado. El revestimiento del vientre del fuselaje está constituido, en un largo tramo, por los portillos del compartimiento de bombas, cuya carga está unida directamente al cajón alar que lo atraviesa, permitiendo obtener, de este modo, una estructura del fuselaje más resistente y liviana. El considerable volumen interno permite alojar fácilmente la gran cantidad de aparatos electrónicos necesarios para la lucha antisubmarina, a pesar de que en las diversas versiones del Neptune fue frecuente la aplicación en el fuselaje de voluminosos carenados de antenas de radar y de detectores electromagnéticos.

Los planos de cola, de considerable envergadura y superficie, están constituidos por una amplia deriva de doble larguero (a la cual está articulado un timón de superficie bastante reducida y provisto de aleta correctora), por dos semiestabilizadores de doble larguero con ligero diedro frontal, y por dos semielevadores intercambiables. Una interesante particularidad de estos últimos es la adopción de un sistema, conocido como "varicam", para la variación de la curvatura de los perfiles del empenaje horizontal, y basado en la división de los mismos semielevadores en dos superficies, de las cuales la anterior puede asumir varias posiciones respecto de las superficies fijas, gracias a grupos tornillo-tuerca. El borde de ataque de la deriva y el del estabilizador están provistos de antihielo térmico.

El tren de aterrizaje tiene el parante anterior giratorio y provisto de una rueda de 0,86 m de diámetro, que se retrae hacia atrás en el vientre de la trompa del fuselaje, mientras que los dos parantes posteriores, con ruedas de 1,42 m de diámetro y frenos hidráulicos de disco, se retraen hacia adelante en el vientre de las góndolas motrices.

Éstas, cuidadosamente perfiladas y provistas de persianas para regular el flujo de aire destinado a la refrigeración de las unidades motrices, alojan a los motores, los doble estrella de dieciocho cilindros Wright R-3350, pertenecientes a diversas variantes según las versiones del avión, y que utilizaban, a partir de aquéllos instalados en el P-2D, también la energía de los gases de descarga para suministrar (mediante las pequeñas turbinas) ulterior potencia en el árbol, obteniéndose de este modo consumos específicos especialmente reducidos. Las hélices empleadas, tripalas (de 4,622 m de diámetro) o cuatripalas, son Hamilton-Standard Hydromatic de velocidad constante, con comando de puesta en bandera y de inversiones de paso. Para poder lograr velocidades más elevadas, útiles tanto en la fase de ataque como en la de salvamento y en el decolaje, el P-2H y el P-2J (fabricado bajo licencia por la Kawasaki como GK-210) están provistos de dos reactores auxiliares en góndolas subalares del tipo Westinghouse J34-WE-36 (ya empleados también en algunas versiones anteriores del avión) e IHI J3-7C respectivamente. El P-2J abandonó, además, los turbocompound, empleados en las versiones del Neptune que lo habían precedido, en favor de dos turbohélice General Electric T64-IHI-10, que accionaban hélices tripala.

El combustible, que de los 12500 litros aproximadamente de las primeras versiones llegó posteriormente a un total de casi 18000 litros, está contenido en depósitos flexibles autosellantes dispuestos en el cajón resistente del ala, y en los eventuales depósitos de las puntas (que con formas y capacidades diferentes, llegaron a alojar también aparatos de radar y reflectores) y del fuselaje.

El armamento del Neptune, en especial en algunas versiones, es importantísimo, llegando a estar constituido inclusive por seis cañones de 20 mm fijos en la trompa, sumados a las dos armas de 12,7 mm o de 20 mm de la torreta dorsal o del puesto de cola. El armamento de caída, variable según la distancia de las misiones confiadas al avión, puede superar los 4500 kilogramos.

Su evolución

Fabricado en casi 1200 ejemplares, en un lapso de más de veinte años, confirmando sus importantes características, el Neptune fue realizado en muchas versiones, que fueron utilizando motores cada vez más potentes (y las últimas inclusive reactores auxiliares), y que fueron provistos progresivamente de aparatos de exploración cada vez más perfeccionados.

A los dos prototipos XP2V-1 siguieron, en 1946, los quince ejemplares de la primera versión de serie, que tuvieron un alcance ligeramente inferior, pero performances más brillantes en cuanto a velocidad y techo teórico, con un peso en el decolaje que ya se acercaba a las 28 toneladas, que conservaron el mismo armamento de los dos prototipos y tuvieron una tripulación de ocho personas.

Utilizando los mismos afinamientos aerodinámicos introducidos en el tercer P2V-1 de serie, protagonista de un espectacular vuelo de Australia a los Estados Unidos, los siguientes 81 P2V-2 fueron aun más veloces (pero tenían menor alcance), y emplearon los Wright R-3350-24W con inyección de agua y metanol para el suministro de potencias superiores de breve duración. La trompa del P2V-2 fue alargada alrededor de 75 cm, de modo que permitiera la instalación de una batería de seis cañones fijos de 20 mm en reemplazo de la torreta con dos 12,7 mm del P2V-1. La torreta dorsal con dos 12,7 mm de este último fue adoptada también en el P2V-2 en el cual, sin embargo, las dos 12,7 mm del puesto caudal fueron sustituidas con dos 20 mm, mientras que el armamento de caída no sufrió variantes, llegando a un máximo de 3571 kg en misiones de cortas distancias.

Potencias motrices aún más elevadas, hélices cuatripala, toberas escape con una forma tal que suministraran un cierto empuje y aparatos electrónicos más perfeccionados tuvo el siguiente P2V-3, fabricado en 83 ejemplares. De éstos, dos fueron realizados en versión de trasporte con la cabina protegida por extensos blindajes (con la sigla P2V-3Z); dos, seguidos más tarde por otros nueve, fueron modificados para poder decolar desde la cubierta de vuelo de portaaviones (como P2V-3C), con el auxilio de cohetes JATO; por último, treinta recibieron, debajo del vientre del fuselaje y en la parte posterior de la sección en correspondencia con el puesto de pilotaje, el voluminoso radomo para la antena del radar APS-20, tomando la denominación P2V-3W.

El siguiente P2V-4, que en 1962 recibiría la nueva designación P-2D, fue provisto de los turbocompound Wright R-3350-30W "Turbo Cyclone", cuya mayor potencia y menor consumo específico (que podía descender a menos de 175 gramos/caballo hora) permitieron al avión performances más brillantes de alcance y velocidad, tanto horizontal como de trepada. Los 52 ejemplares fabricados fueron provistos de boyas acústicas para la lucha antisubmarina, tuvieron un equipo de alimentación totalmente nuevo, con depósitos alares de mayor capacidad y depósitos en las puntas, de modo que quedara disponible un mayor volumen en el fuselaje para los aparatos de exploración y sus operadores.

En la primavera de 1951 apareció el P-2E (o P2V-5), realizado en nada menos que 424 ejemplares que militaron no sólo en las unidades de la U.S. Navy, sino también en las de la RAF (cincuenta y dos aviones, de los cuales doce serían utilizados posteriormente por la aeronáutica militar portuguesa), de la RAAF australiana, y de las aviaciones militares argentina, brasileña, holandesa y sudafricana. Caracterizado por el techo combado del puesto de pilotaje, por góndolas motrices de acero inoxidable, por la eliminación de la torreta dorsal y del armamento fijo de proa (en cuyo lugar se instaló una torreta Emerson con dos armas de 20 mm y, con frecuencia, fue sustituido posteriormente con una gran trompa trasparente), y por depósitos más voluminosos en las puntas (de los cuales el derecho alojaba un reflector orientable con comando), el P-2E careció comúnmente del puesto defensivo de popa, eliminado para permitir la instalación del detector de anomalías magnéticas. Varios ejemplares fueron provistos retrospectivamente de dos reactores auxiliares Westinghouse J34-WE-34 de 1542 kg de empuje, mientras que la dotación del conjunto ecogoniómetro Julie-Jezebel (basado en la detección de los ecos de las ondas sonoras producidas por la ex-

Una nueva forma de la proa, con torreta Emerson para dos cañones de 20 mm, caracterizaba al P2V-5 (luego P-2E) (izquierda). En orden descendente: uno de los 52 P2V-5 suministrados a la RAF sobrevuela un portaaviones británico: estos aviones tenían denominación inglesa Neptune M.R.1. Un P2V-5 con innovaciones adoptadas en las series sucesivas: proa trasparente con más punta, detector magnético en la cola, y grandes husos en las puntas. En el de la derecha, el reflector y la antena del radar que comandaba su movimiento. La versión P2V-5F, con dos turborreactores auxiliares. En la fotografía, un P2V-5F con las hélices en bandera. El P2V-6 (luego P-2F) estaba caracterizado por una proa mucho más larga pero siempre provista de la torreta Emerson. Decolaje de un P2V-6 de la Aéronavale francesa (Photo S.C.A.)





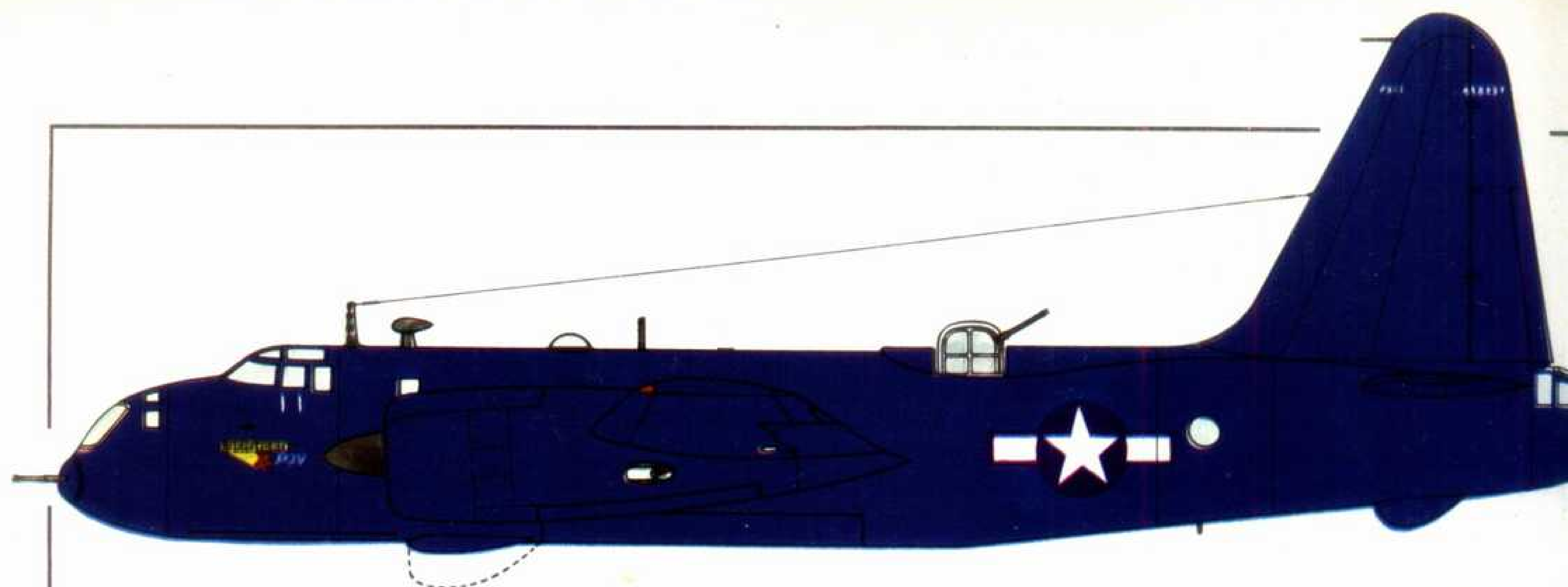




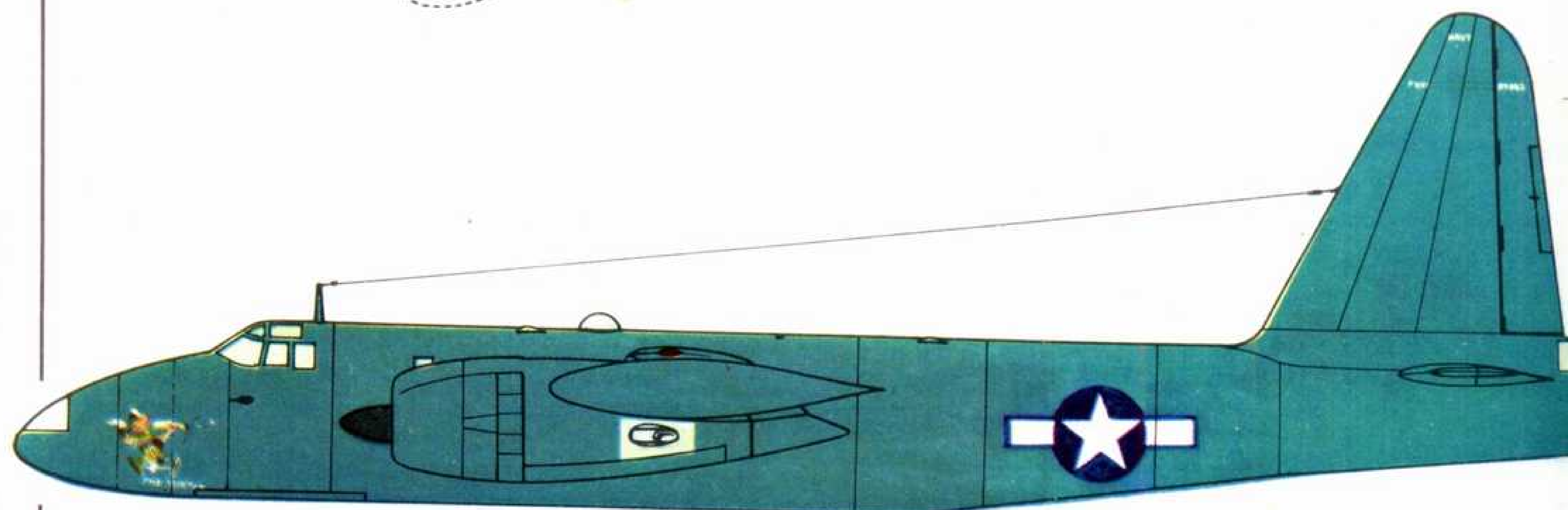




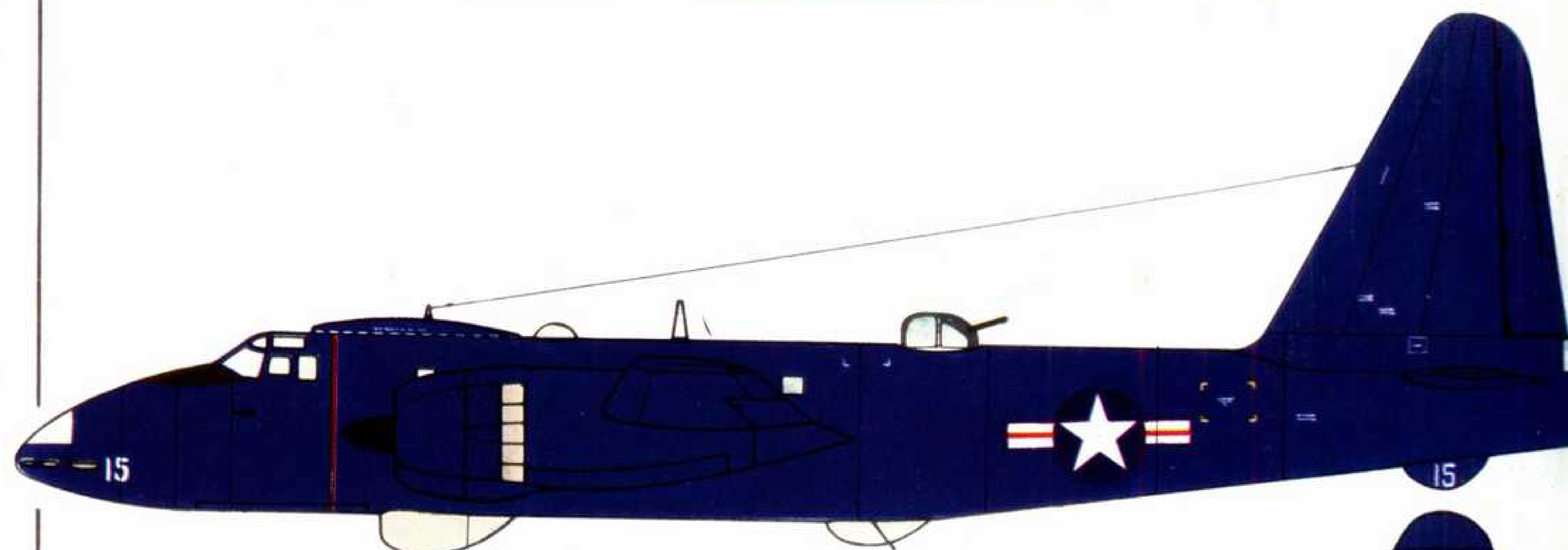
El primero de los dos prototipos XP2V-1, matrícula 448237, carente de soportes para los 16 proyectiles-cohete aplicados debajo del ala de los 15 aviones de preserie P2V-1. El avión llevaba en la trompa la insignia de la Lockheed, y el alojamiento ventral para el radar bastante reducido: la línea de puntos muestra su extensión en los aviones de preserie



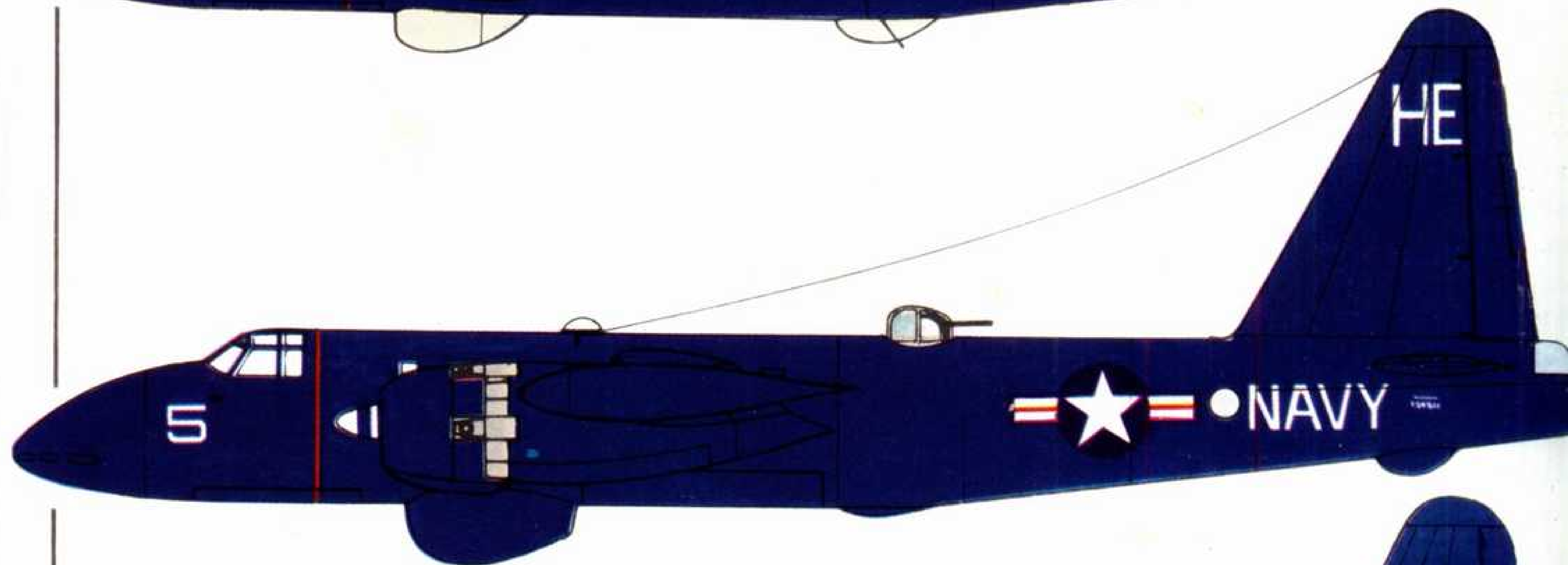
Uno de los P2V-1 fue modificado, sobre todo en la trompa, que tomó la forma alargada y penetrante luego adoptada para las versiones siguientes; provisto de depósitos auxiliares debajo de las puntas de alas, en setiembre de 1946 batió el record mundial de distancia en línea recta. Era el ejemplar matriculado 489082, bautizado "Truculent Turtle"



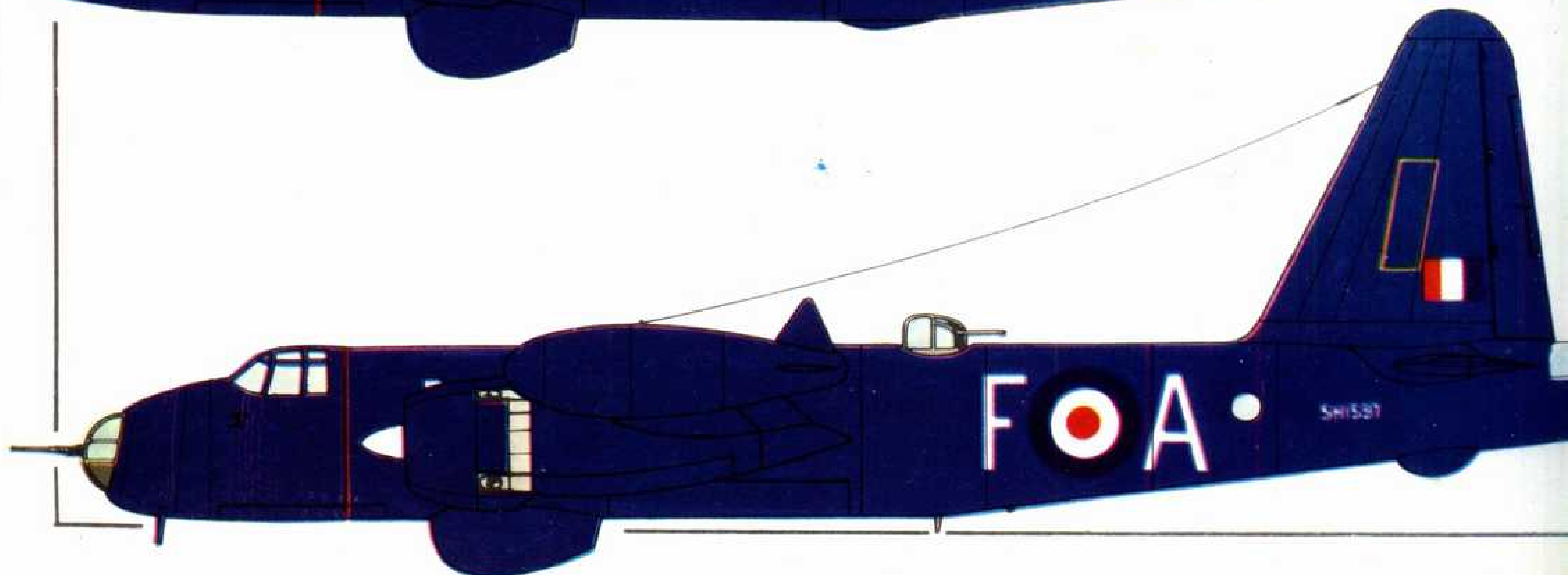
Desde el 9° ejemplar, la versión P2V-2 recibió dos armas de 20 mm en el puesto caudal en reemplazo de las ametralladoras de 12,7 mm; en la trompa metálica estaban instalados otros 6 cañones del mismo calibre, fijos. Los aparatos radioelectrónicos de a bordo comenzaban a requerir la presencia de ulteriores carenados externos

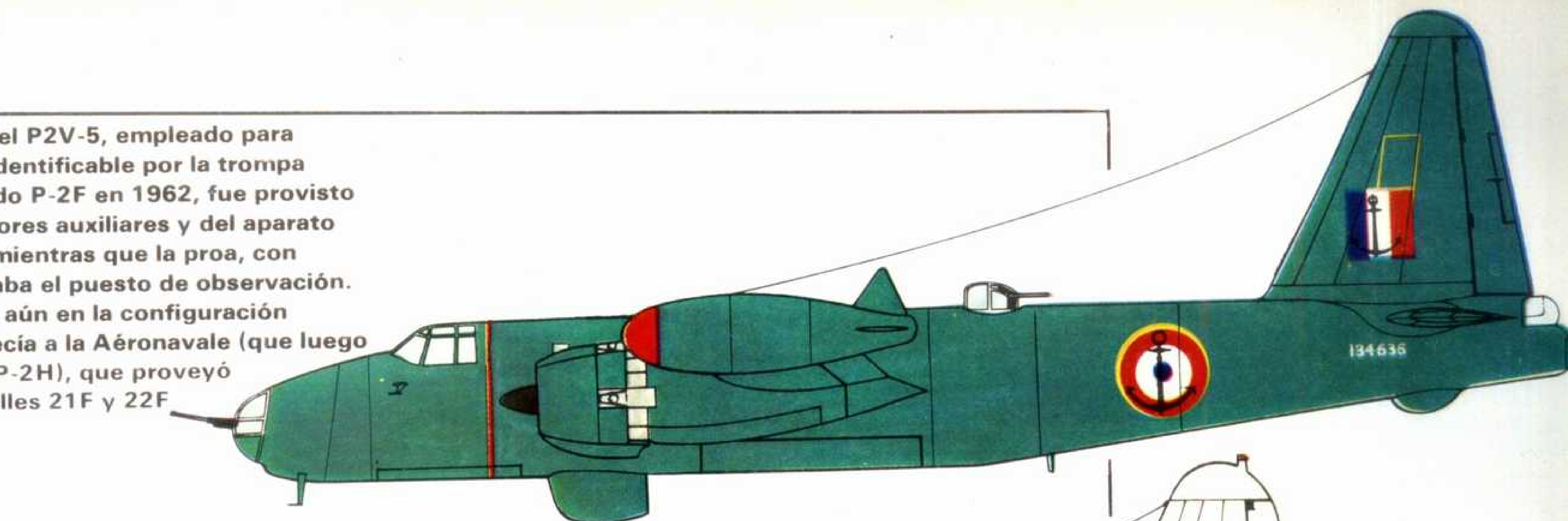


P2V-4 de una unidad que operaba en el Mediterráneo en la década de 1950. Esta versión, la primera que llevó los husos en las puntas, de los cuales el derecho alojaba un faro de exploración, y un gran radomo ventral, fue designada P-2D en 1962 cuando ya había sido retirada del servicio activo

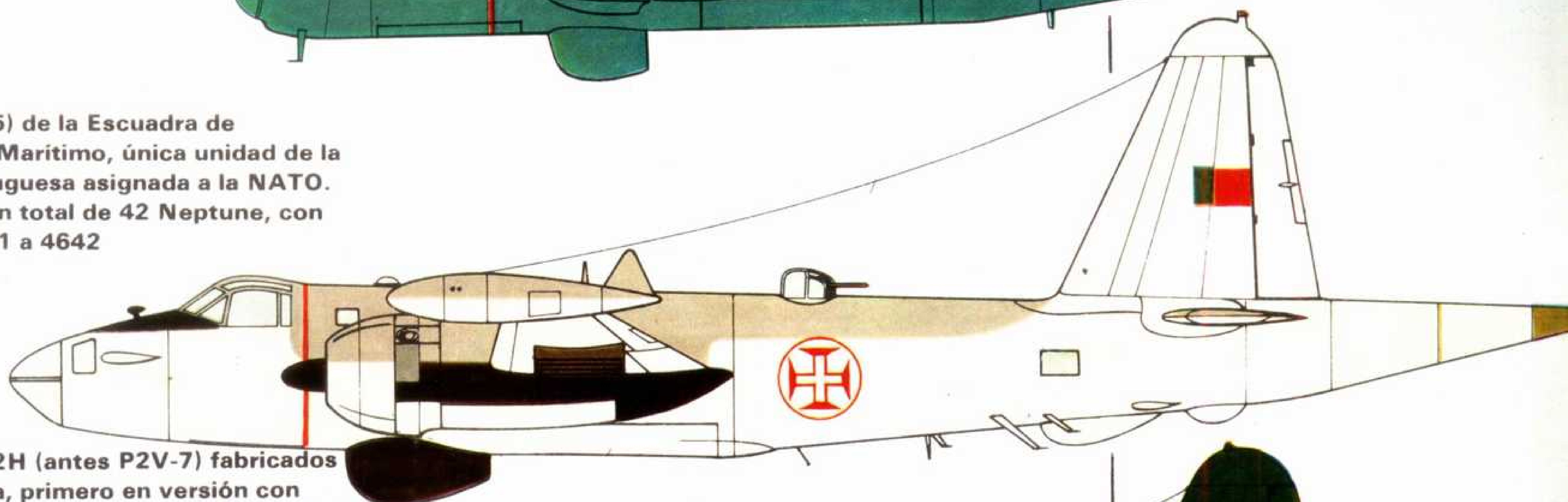


P2V-5, en la configuración originaria con torreta Emerson en la proa para dos cañones de 20 mm, perteneciente al 217 Squadron de la Royal Air Force. La aviación británica recibió 36 de estos aviones en 1952 (tuvo en total 52 de éstos), y posteriormente los modificó llevándolos al estándar P-2E: más tarde cedió 12 a Portugal, 6 a la Argentina y 14 a Brasil, mientras que los restantes equiparon el 11 Squadron del Coastal Command

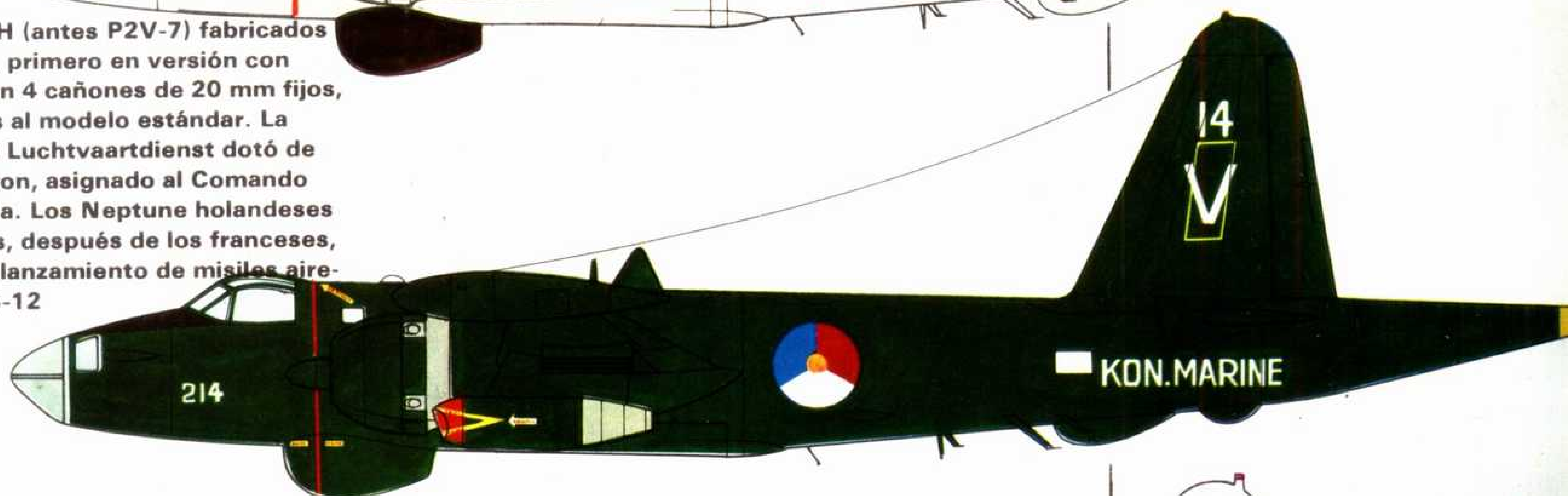




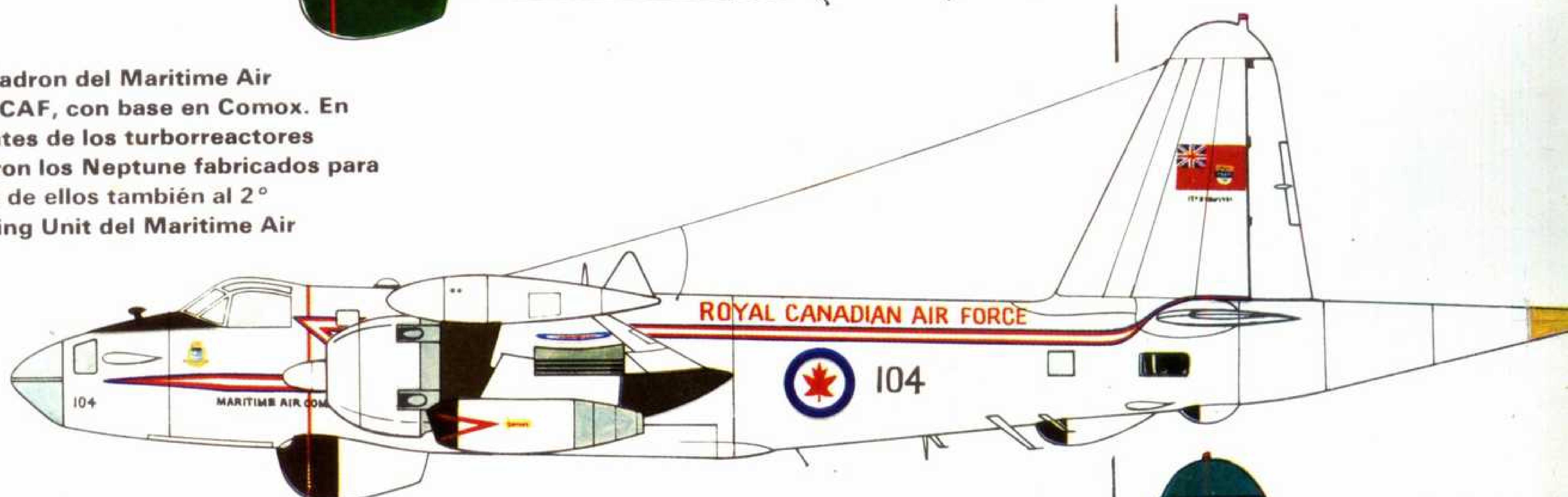
P2V-6, derivado del P2V-5, empleado para sembrar minas e identificable por la trompa alargada; designado P-2F en 1962, fue provisto de los turborreactores auxiliares y del aparato MAD en la popa, mientras que la proa, con mayor punta, alojaba el puesto de observación. El avión ilustrado, aún en la configuración originaria, pertenecía a la Aéronavale (que luego tuvo también los P-2H), que proveyó de ellos a las Flotilles 21F y 22F



P-2E (antes P2V-5) de la Escuadra de Reconhecimento Marítimo, única unidad de la Força Aerea Portuguesa asignada a la NATO. Portugal recibió un total de 42 Neptune, con matrículas de 4601 a 4642



Los últimos 15 P-2H (antes P2V-7) fabricados pasaron a Holanda, primero en versión con trompa metálica con 4 cañones de 20 mm fijos, luego trasformados al modelo estándar. La Koninklijke Marine Luchtvaartdienst dotó de ellos el 230 Squadron, asignado al Comando NATO de la Mancha. Los Neptune holandeses fueron los primeros, después de los franceses, preparados para el lanzamiento de misiles aire-superficie Nord AS-12



P-2H del 407 Squadron del Maritime Air Command de la RCAF, con base en Comox. En un principio carentes de los turborreactores auxiliares, 25 fueron los Neptune fabricados para Canadá, que dotó de ellos también al 2° Operational Training Unit del Maritime Air Command



P-2J, sigla definitiva del P2V-7KAI (o GK-210), realizado por la Kawasaki que ya había fabricado bajo licencia 48 P-2H alargando el fuselaje y montando dos turbohélices G.E. T64-IHI-10 fabricadas bajo licencia; también los turborreactores auxiliares, de tipo nacional J3-IHI-7C de 1400 kg de empuje están realizados en Japón. La aviación naval nipona pidió 85 ejemplares de éste, casi la mitad de los cuales fueron entregados en el curso de 1974

vincenzo cosentino

En orden descendente: algunos P2V-5 trasformados en el estándar de la versión P2V-7 pero sin los turborreactores auxiliares, fotografiados en un aeropuerto italiano. Un avión de patrullaje P2V-7 en la versión con turborreactores auxiliares y sin el armamento defensivo. Obsérvese la adopción de la nueva coloración con el dorso de color claro en el viejo color azul. El avión pertenece al Patrol Squadron VP-5. Uno de los P2V-7 suministrados por la Lockheed a la aviación japonesa. Cuarenta y ocho P2V-7 fueron fabricados luego bajo licencia en Japón por la Kawasaki, con motores turbohélice (Archivo Bignozzi). Un P2V-7, con los colores de la aviación australiana, vuela en formación con un P3V Orion, el cuatriturbina que fue fabricado por la Lockheed como sucesor del Neptune (Archivo Catalanotto). Derecha, arriba: uno de los dos P2V-2N provistos de esquíes. El primer vuelo se produjo el 18 de octubre de 1949. Abajo: uno de los ejemplares de P2V-7 modificados con esquíes para participar con el VX-6 en las operaciones de exploración científica en la Antártida







plosión de pequeñas cargas de profundidad) llevó a los aviones interesados a la nueva designación SP-2E.

El P-2F (o P2V-6) que fue esencialmente un P2V-5 con equipamiento electrónico más elaborado, con radomo menos voluminoso y dispositivo para el trasporte y desenganche de minas, fue realizado en 83 ejemplares, de los cuales 26 pasaron a la Aéronavale francesa y algunos fueron destinados a tareas de adiestramiento con la sigla TP-2F (posteriormente cambiada en P-2G). Mucho más abundante fue la producción del P-2H, cuyo prototipo voló el 26 de abril de 1954. La potencia instalada era entonces un buen 70 por ciento más elevada que la del XP2V-1, y dos reactores en góndolas subalares suministraban más de 3000 kg de empuje adicionales para las exigencias del decolaje y ataque. También aumentaron tanto la altura de la cabina como la longitud del fuselaje, mientras que los depósitos de las puntas tuvieron, en cambio, dimensiones menores. La gran trompa trasparente ya no recibió instalaciones de armamento, mientras que la torreta dorsal con dos ametralladoras de 12,7 mm fue sustituida, en un principio, con una torreta Emerson con dos armas de 20 mm, y luego totalmente eliminada. Veinticinco P-2H pasaron a la Royal Canadian Air Force, 12 a la Royal Australian Air Force, por lo menos 15 a la Koninklijke Marine Luchtvaartdienst holandesa, 33 a la Aéronavale francesa y 16 a las fuerzas de defensa de Japón donde, en un segundo tiempo, el avión fue fabricado bajo licencia por la Kawasaki, por un total de 48 ejemplares. La misma firma se dedicaría a la reelaboración del proyecto del avión americano, en un programa que llevaría a la fabricación de un total de 85 ejemplares del P-2J (denominación definitiva de aquella que parece ser la última edición del Neptune, originariamente designada GK-210), adoptando por primera vez motores turbohélice, alargando ulteriormente el fuselaje, adoptando ruedas acopladas para los parantes posteriores del tren de aterrizaje, y ampliando y perfeccionando los aparatos electrónicos de a bordo.

Su empleo

A pesar de que el Neptune nunca fue protagonista de episodios de particular resonancia durante su carrera operativa, en gran parte constituida por largos y monótonos vuelos sobre las extensiones oceánicas, su nombre quedó ligado al record mundial de distancia que fue conquistado, entre el 29 de setiembre y el 1° de octubre de 1946, por el tercero P2V-1 de serie (matrícula 89082), bautizado "Truculent Turtle" y convenientemente modificado. Con un peso vacío y un peso con plena carga igual a 13263 kg y 38664 kg respectivamente (en los que estaban incluidos alrededor de 50 kg representados por "Joey", un canguro de nueve meses, mascota de la empresa, y por los víveres destinados al mismo) y con una carga total de nada menos que 33055 litros de combustible, después de una carrera de 1439 m el "Truculent Turtle" decoló desde el aeropuerto de Perth, en Australia, con el auxilio de cuatro JATO, comandado por el capitán de fragata Davies. El vuelo, cuidadosamente estudiado por los técnicos de la Lockheed, se desarrolló con absoluta regularidad, pasando sobre el Mar de Coral, Midway y llegando luego a la costa californiana. Sin embargo, a partir de ese momento las condiciones meteorológicas fueron deteriorándose progresivamente, con fuertes vientos en contra y con la formación de depósitos de hielo, que obligaron al "Turtle" a aterrizar en el aeropuerto de Columbus, en Ohio (en lugar de Washington, meta prevista del vuelo), después de nada menos que 18228 km, cubiertos en 55 horas y 17 minutos.

El Neptune se adjudicaría también el título del más grande y pesado avión que decolara desde portaaviones. Poco después de un año y medio, el 17 de abril de 1948, dos P2V-3C, piloteados por el capitán de fragata, Davies y por el capitán de corbeta Wheatley decolaban, en efecto, desde el puente de vuelo del portaaviones estadounidense Coral Sea, con la ayuda de JATO que suministraban más de 3600 kg de empuje. Siempre desde el mismo portaaviones, el 7 de marzo de 1949, otro P2V-3C decolaba con un peso de 33566 kg, con una carga de 4536 kg que simulaba una bomba atómica, la cual después de más de 3200 km de vuelo (desde más allá de las costas de Virginia hasta California) fue desenganchada en Muroc. El vuelo concluiría en el aeropuerto militar de Patuxent River, en Maryland, después de efectuar más de 3200 kilómetros.





HAWKER Hunter



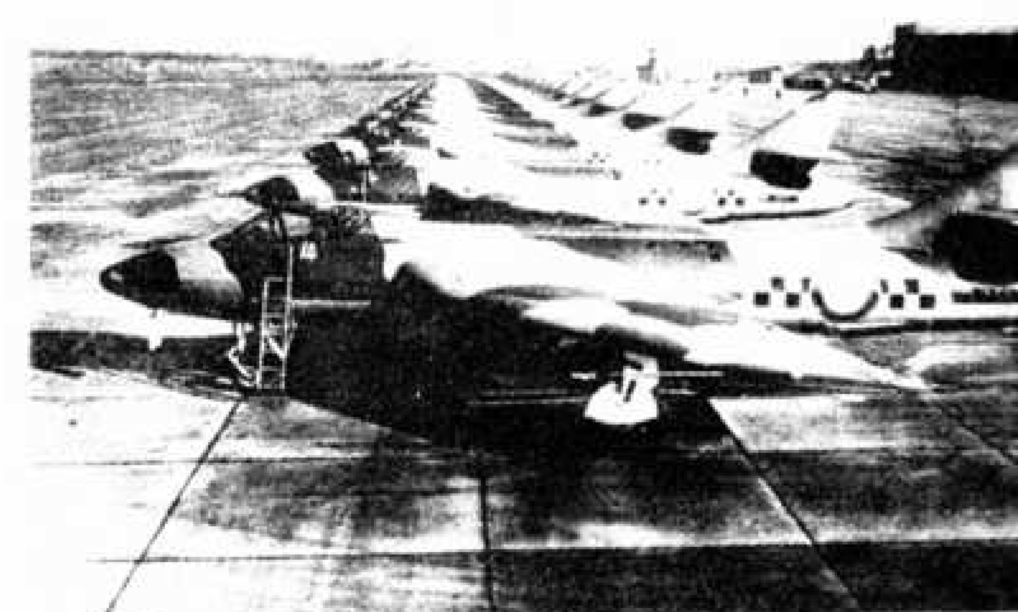
El primer prototipo Hawker P.1067 matricula WB188 (izquierda), en una fotografía que muestra claramente su forma en planta y el alojamiento del paracaídas antitirabuzón en la cola.
Aquí abajo: modificado y siglado por lo tanto como Hunter Mark 3, el prototipo sirvió para la conquista del record mundial de velocidad, establecido por Neville Duke el 7 de setiembre de 1953.
Más abajo: la primera unidad que recibió el nuevo caza Hunter F.1 fue el 43 Squadron, con base en Leuchars, en julio de 1954 (Archivo Bignozzi)



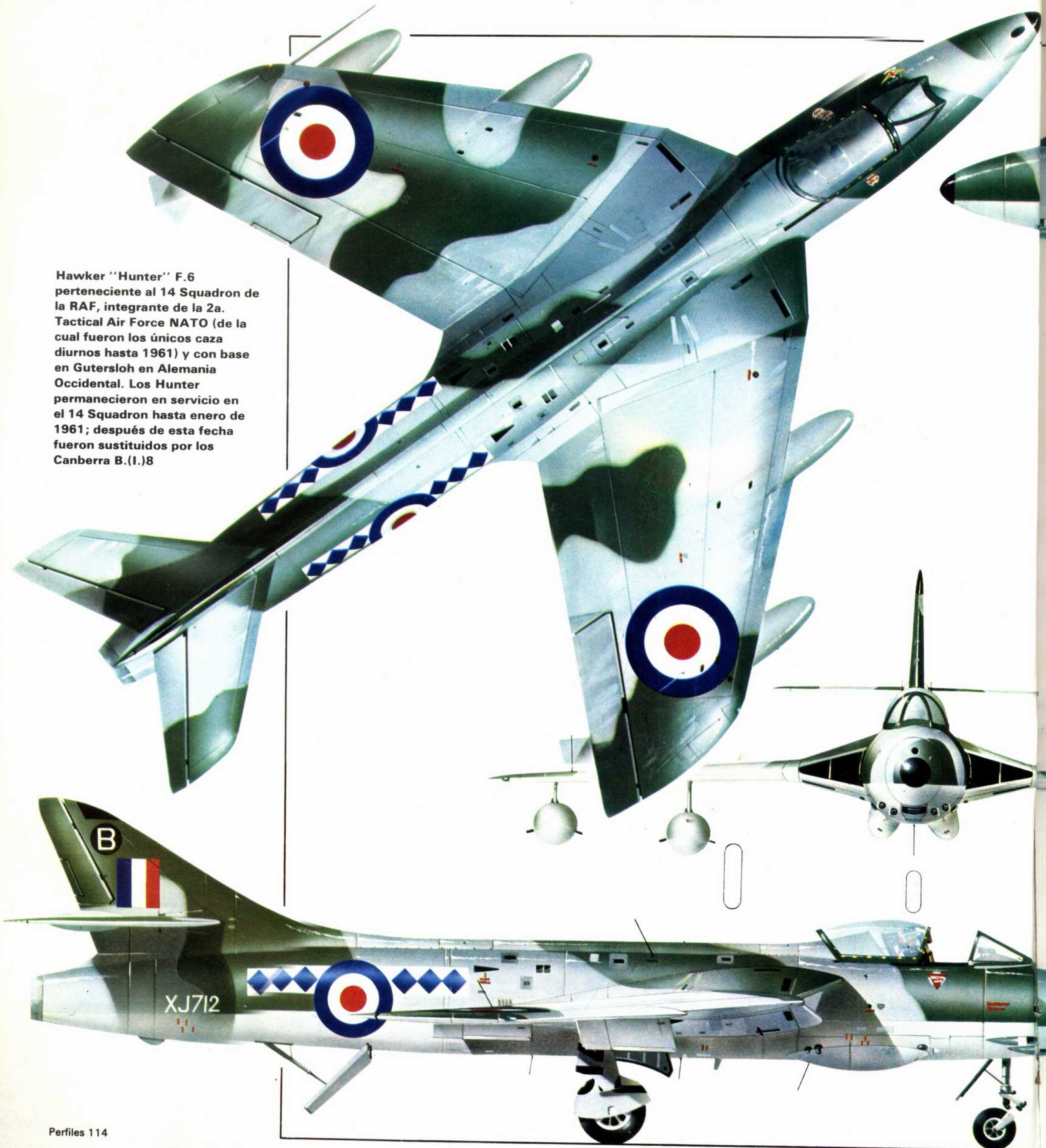
CARACTERÍSTICAS		Mk. 1	Mk. 2	Mk. 6	Mk. 7	F.(G.A.) Mk. 9	Mk. 10
Envergadura	m	10,261	10,261	10,261	10,261	10,261	10,261
Largo total	m	13,983	13,983	13,983	14,287	13,983	14,046
Altura	m	4,470	4,470	4,470	4,470	4,470	4,470
Superficie alar	m²	31,587	31,587	32,423	32,423	32,423	32,423
Peso vacío	kg	5 501	5 431	6 532	6 060	5 902	5 942
Peso total	kg	7 348	7 348	8 051	7 802	8 165	8 206
Peso con sobrecarga	kg	—	—	11 158	—	11 158	10 886
Velocidad máxima	km/h	1 115 / 989	1 124 / 998	1 151 / 1 010	1 117 / 978	1 151 / 1 010	1 151 / 1 010
a la altura de	m	0 / 10 973	0 / 10 973	0 / 10 973	0 / 10 973	0 / 10 973	0 / 10 973
Velocidad de trepada inicial	m/seg	—	—	87,4	—	87,4	—
Trepada a la altura de	m	13 716	13 716	13 716	13 716	13 716	13 716
en el tiempo de		9' 48"	8' 12"	7' 30"	12' 30"	7' 30"	7' 30"
Techo práctico	m	14 824	15 240	15 575	14 326	15 575	15 575
Alcance máximo	km	—	—	3 058	—	2 984	—
Motor tipo		Rolls-Royce "Avon" Mk.113-R.A.7	Armstrong Siddeley "Sapphire" Mk.101	Rolls-Royce "Avon" Mk.203-R.A.28	Rolls-Royce "Avon" Mk.122-R.A.21	Rolls Royce "Avon" Mk.207-R.A.28	Rolls-Royce "Avon" Mk.203-R.A.28
Empuje máximo en el decolaje	kg	3 425	3 629	4 536	3 425	4 604	4 536

Si bien es cierto que la preocupación por mantener vigente la familia de los caza tradicionales había absorbido, indudablemente, gran parte de la actividad de la oficina técnica de la Hawker, es igualmente cierto que la oficina de planeamiento de la firma británica no había permanecido insensible al interesante potencial de desarrollo del turborreactor. Los estudios de la Hawker en este sentido se remontan a 1941, pero es necesario llegar al proyecto P.1040 de 1944 (progenitor del Sea Hawk) para llegar a la primera realización concreta.

Después de que fueran abandonadas dos especificaciones publicadas en 1946 para fabricar un aparato destinado a suceder al Meteor, la Hawker arrojaba las bases de un proyecto preliminar de un avión de interceptación equipado con el nuevo turborreactor Rolls Royce A.J.65 (luego llamado Avon). El trabajo de puesta a punto del estudio proseguía en 1947 y, a comienzos del año siguiente, nacía el proyecto P.1067, que respondía a la nueva especificación ministerial, F.3/48. Una de sus características más significativas residía tal vez en la adopción de los cuatro cañones Aden de 30 mm (un armamento sin precedentes para un monomotor de caza), montados en un contenedor totalmente separable y lleno de municiones, que permitía utilizar tiempos de rear-



Hawker "Hunter" F.6 perteneciente al 14 Squadron de la RAF, integrante de la 2a. Tactical Air Force NATO (de la cual fueron los únicos caza diurnos hasta 1961) y con base en Gutersloh en Alemania Occidental. Los Hunter permanecieron en servicio en el 14 Squadron hasta enero de 1961; después de esta fecha fueron sustituidos por los Canberra B.(I.)8



HAWKER HUNTER F.6





El armamento estaba compuesto, además de los cuatro cañones fijos Aden de 30 mm en posición ventral, por dos bombas de 1000 libras (454 kg) y por contenedores de napalm de 100 galones (454 litros).
En la vista en tierra se ha omitido la carga externa, y el freno aéreo ventral está representado en su máxima abertura. Aparte, está ilustrado el escudo del 14 Squadron

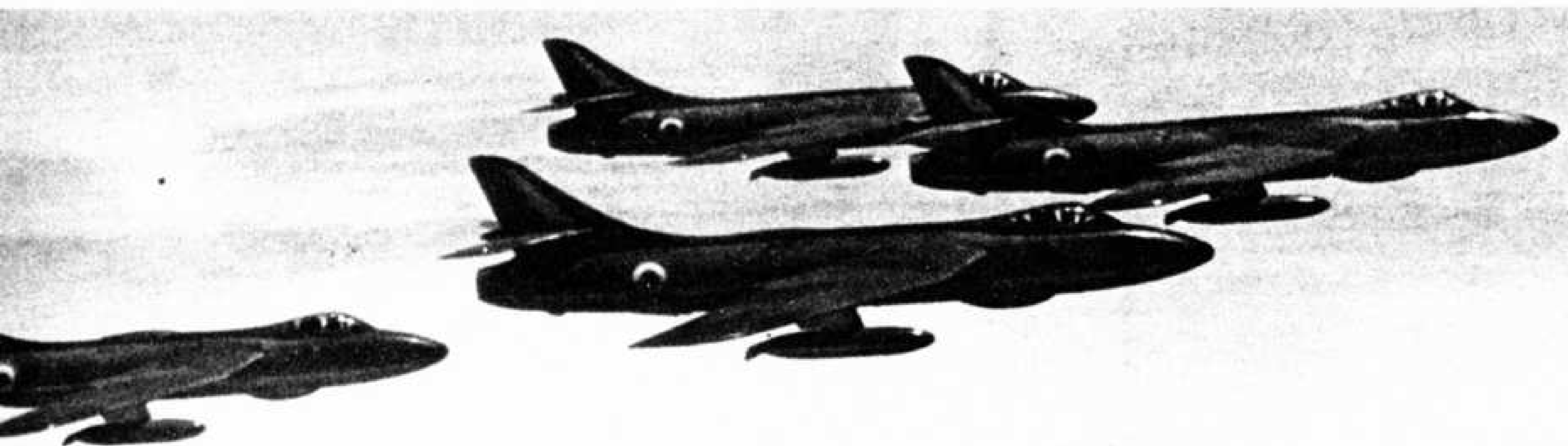
0 1 2 m

roberto terrinoni



me extremadamente breves.

En setiembre de 1948 se daba comienzo a la construcción de un prototipo y, algunos meses más tarde, la casa inglesa se aseguraba un contrato para la construcción de tres prototipos, uno de los cuales debía tener un Armstrong Siddeley "Sapphire", mientras que los otros dos llevarían el Avon. Después de algunas pruebas iniciales en el túnel, se modificó la posición del plano horizontal (en un principio en el extremo del empenaje vertical) y la origina-





ria toma de aire central fue dividida en dos en la raíz del ala, para permitir la instalación del radar en la trompa.

En la grada de montaje el primer Hunter comenzó a tomar forma, de este modo, en diciembre de 1949; pero sólo en julio de 1951 pudo ser completado. En ese ínterin, la Hawker ya había recibido una carta de intención para comenzar la producción de 200 aparatos con el Avon, y una orden similar llegaba a la Armstrong Whitworth de Coventry para el modelo con el Sapphire.



En orden descendente: durante una exhibición por la visita de Bulganin y Kruscev a Inglaterra en 1956, fue tomada esta fotografía de la patrulla acrobática "Fighting Cocks" del 43 Squadron. Uno de los Hunter F.4 fabricados en Bélgica, el ID 8, perteneciente a la 7a. Escadre de Chasse de Chièvres. Escuadrilla de Hunter Mk.52 (F.4 de exportación) peruanos, escoltan al DC-8 Alitalia que llevaba de Lima a Caracas en visita oficial a Saragat, presidente de la república italiana, en setiembre de 1965. Uno de los Hunter F.4 modificados para las pruebas de los misiles Fairey "Fireflash". Éste es el XF 310, con aparatos de toma en la trompa, que había sido alargada. Una formación de Hunter F.6 con los depósitos auxiliares; obsérvense los grandes recolectores para las vainas de las cargas de los cañones

Su técnica

El Hunter es un monorreactor totalmente metálico, con ala media en flecha y empenajes cruciformes también en flecha, tomas de aire del reactor dispuestas en las raíces de las semialas y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil.

El ala, de reducido alargamiento, presenta una flecha de 40° en correspondencia con el primer cuarto de las cuerdas, y sus perfiles tienen un espesor, constante a lo largo de toda la envergadura, igual al 8,5 por ciento de las cuerdas. En cuanto a su estructura, el ala está constituida por dos semialas, unidas mediante junturas forjadas a la sección central, adherida al fuselaje, en cuyo borde de ataque están dispuestas las tomas de aire (provistas de hendiduras para la aspiración de la capa límite y con forma aproximadamente triangular) y en cuyo vientre, en la parte externa del fuselaje, se retraen parcialmente las ruedas de los parantes posteriores del tren de aterrizaje. Las semialas externas, con revestimiento en lámina, unida mediante remaches embutidos a las costillas y los larguerillos que se encuentran debajo, tienen una estructura de doble larguero: el larguero anterior y el posterior, unidos al fuselaje a la altura de las cuadernas N° 25 y N° 32 respectivamente, definiendo el compartimiento trapezoidal dentro del cual se retraen los parantes posteriores del tren de aterrizaje. Desde la sección en correspondencia con la articulación de éstos, un poco más adentro de las raíces de los alerones, el larguero posterior, que desde la raíz de la semiala converge hacia el anterior, prosigue paralelamente a éste.

El borde de salida alar está casi totalmente ocupado por los alerones y los hipersustentadores de intradós, ambos accionados hidráulicamente y totalmente metálicos, abriéndose parcialmente los segundos a las máximas velocidades en su empleo como frenos aerodinámicos. El borde de ataque presenta, en cambio, a la altura de la raíz del alerón, un característico diente, que lleva a un aumento de la cuerda alar en las últimas secciones de las semialas, y que permite reducir los fenómenos de inestabilidad longitudinal que las alas en flecha presentan, generalmente, en las máximas incidencias.

El fuselaje del Hunter, cuyo revestimiento está reforzado por una compacta serie de cuadernas transversales, tiene una línea muy ahusada y presenta una larga aleta dorsal, en la cual pasan entre otros elementos, los comandos de los planos de cola que se extienden desde el techo de la cabina hasta la raíz de la deriva. El fuselaje está constituido por tres elementos principales: la trompa, que se extiende hasta la altura de las tomas de aire, y en la cual están alojados la cabina, las instalaciones de armamento, el parante anterior del tren de aterrizaje y los equipos de radar; la sección media, adherida a la sección central del ala y que se extiende hasta el borde de salida de la raíz de ésta, y en la cual están dispuestos los conductos para la conducción del aire al reactor y las uniones de este último; y el cono posterior, en el cual está alojado el reactor con su tobera de salida, y al cual están aplicados los empenajes. El freno aerodinámico ventral, accionado hidráulicamente, está articulado al vientre de la sección posterior del fuselaje, aproximadamente a la altura del borde de salida de las puntas de alas.

Los planos de cola, con superficies fijas y estructura de doble larguero, tienen una marcada flecha en planta. Los dos semielevadores son accionados hidráulicamente, mientras que el timón, de limitada superficie y provisto de aleta correctora, es la única de las superficies de mando, accionado directamente por el piloto.

Los parantes posteriores del tren de aterrizaje, con ruedas provistas de dispositivo antideslizamiento Maxaret para graduar automáticamente la frenada, se retraen hacia el eje del avión; el anterior, en cambio, se retrae hacia adelante en el vientre de la trompa. En caso de emergencia, el tren de aterrizaje puede ser bajado neumáticamente.

El Hunter F.Mk.6 está propulsado por un turborreactor Rolls-Royce "Avon" R.A.28 Mk.203, con compresor axial de quince etapas, ocho cámaras de combustión en disposición anular y turbina de doble etapa con longitud y diámetro del orden de los 2,90 y 1 metro respectivamente, una relación peso/empuje, algo inferior a 3,5, y arranque Plessey de combustible líquido. La alimentación del motor está basada en un conjunto de depósitos internos, con una capacidad total de 1773 litros (que podían aumentar nada menos que 3000 litros mediante depósitos

subalares desenganchables), dispuestos en el borde de ataque de las semialas externas y en la sección central del fuselaje, y que se llenaban con presión a través de un empalme ubicado en el compartimiento en el cual se retrae el parante posterior izquierdo del tren de aterrizaje.

El puesto de pilotaje, presurizado, climatizado y provisto de techo corredizo, está provisto de un asiento eyectable Martin-Baker Mk. 3H, y protegido por el blindaje dorsal y por el vidrio blindado anterior. El piloto, que goza de óptima visibilidad, dispone de una mira giroscópica con control de radar para el empleo del pesado armamento, constituido por cuatro cañones Aden de 30 mm instalados en una sección intercambiable del fuselaje, de modo que pueda acelerar y facilitar al máximo las operaciones de control de las armas y de reabastecimiento de municiones (hasta 150 proyectiles por arma).

Los equipos de a bordo, además del de alimentación y el hidráulico, comprenden el eléctrico, el neumático (que además alimenta el traje anti-g del piloto), aquél para la inhalación de oxígeno y el de presurización y acondicionamiento, como también la cineametralladora instalada en la trompa y los numerosos equipos electrónicos. Entre éstos debe recordarse el radar, con antena parabólica alojada en la gran trompa del fuselaje de material dieléctrico, el DME, con antena en el terminal (también de material dieléctrico) de la deriva y los aparatos VHF, con antenas en el dorso de las puntas de alas.

Su evolución

El primer Hunter (P.1067) volaba en Boscombe Down el 20 de julio de 1951, piloteado por el Squadron Leader Neville Duke. Aún no estaba armado y estaba caracterizado por un paracaídas antitirabuzón alojado en la cola, pero ya el segundo ejemplar disponía de armamento y de una electrónica de tiro bastante sofisticada.

Las instalaciones de taller para la producción del Hunter fueron terminadas en 1952 en Kingston y en Coventry, mientras que para el montaje de subensamblados serían utilizadas también las fábricas de la Gloster y de la Folland. El 16 de mayo de 1953, poco antes de la cancelación del proyecto P.1083, volaba en Dunsfold el primer ejemplar de serie, un Hunter con ala en flecha más pronunciada, que debería ser el primer caza supersónico de la RAF.

Los primeros veinte ejemplares fabricados por la fábrica de Kingston quedaron a disposición de la Hawker, de la Rolls-Royce y de los centros experimentales del Ministerio de aviación durante todo 1953 y parte de 1954, siendo equipados muchos de éstos, con especiales equipos de prueba. Las pruebas de disparo en altura revelaron complicados problemas de inestabilidad de empuje del motor Avon durante el funcionamiento de las armas y, dada la imposibilidad de hallar una satisfactoria solución del problema y para minimizar los riesgos de apagado del motor, a los Hunter 1 se les impuso una limitación de altura durante el disparo.

No obstante los defectos de esta primera serie, que provocó consecuencias polémicas inclusive en el Parlamento británico, del caza Hawker se fabricaron 139 ejemplares (26 de los cuales salieron de la nueva fábrica de Blackpool), que equiparon dos unidades enteras de la RAF.

El Hunter F.Mk.2 con el motor Sapphire demostró funcionar realmente mejor, pero no obstante ello fue fabricado solamente en 45 ejemplares. En ese ínterin, el primer prototipo era equipado con un nuevo modelo de Avon con quemador posterior (el Avon R.A.7R) que suministraba un empuje de 4350 kg. Este avión, designado Mark 3 modificado con trompa puntiaguda, establecía un record mundial de velocidad el 7 de setiembre de 1953, volando a 1166 km/h, piloteado por Neville Duke. Algunos días más tarde, el 19 de setiembre, el mismo piloto volaba a 1137 km/h en un circuito cerrado de 100 kilómetros.

Los primeros Hunter tenían una limitada capacidad de alcance y de cargas externas. Para solucionar esto, en un Mark 1 se había probado en 1954 un ala reforzada y con capacidad para una mayor cantidad de combustible. Las modificaciones fueron introducidas a partir del 114 aparato de serie de la línea de producción de Kingston y, de ese modo, el avión se convirtió en el primer Hunter F.Mk.4. Los primeros ejemplares de la nueva serie conservaban el turborreactor Avon Mk.113, pero los siguientes tuvieron el Avon 115. Muy pronto, también algunos países extranjeros se interesaron por el Hunter. Dinamarca y Suecia, después de haber adquirido dos aparatos para evaluaciones, pasaron grandes pedidos, firmándose también, acuerdos de licencia con la Fokker en Holanda y la Avions Fairey en Bélgica. También Perú ordenaba en 1956, algunos Mk.4 de la RAF, reacondicionados. En las fábricas de la Hawker se fabricaron en total 365 Hunter F.4.

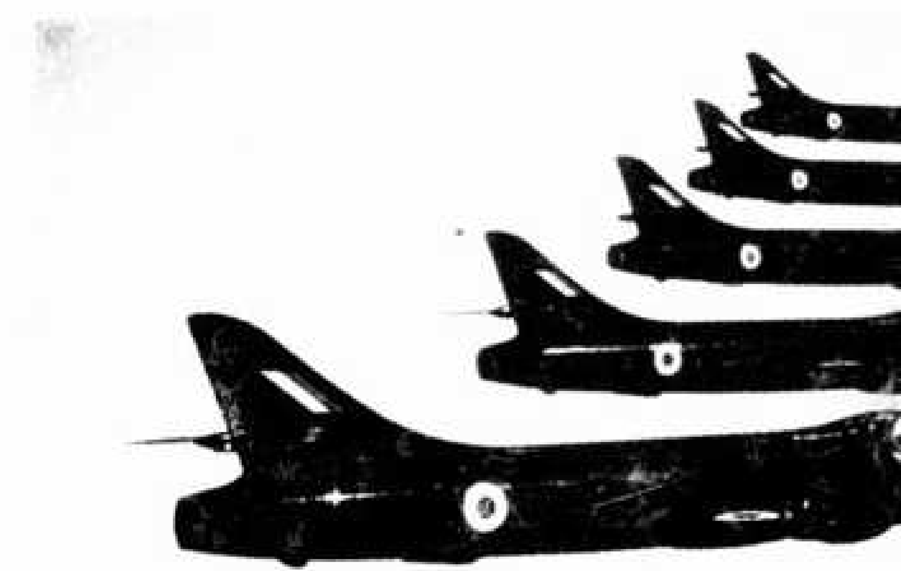
Como el Hunter F.2, también el Hunter F.5 fue equipado con un A.S. Sapphire Mk.101 y fue fabricado en serie por la Armstrong Whitworth. Las entregas a la RAF comenzaron en 1955 y, en un solo año se reequiparon cinco Squadron del Fighter Command. El Hunter 5 permaneció en servicio hasta 1958.

Abandonado el proyecto P.1083 (supersónico con combustión posterior) en favor de un Hunter con el Avon 200 de 4756 kg de empuje, nacía el P.1099, posteriormente designado Hunter F.6. El 30 por ciento más de empuje permitía un aumento del peso total en el decolaje y mejoraba netamente las performances de trepada.

Bill Bedford, el 25 de marzo de 1955 llevaba en vuelo el primero de los seis Hunter 6 de serie, mientras que el primero de un importante contrato volaba el 11 de octubre siguiente y era entregado a la RAF en enero de 1956. Los Hunter 6 fabricados para la aviación inglesa fueron 383, de los cuales 264 salieron de la línea de Kingston de la Hawker y 119 de la Armstrong Whitworth.

Mientras tanto varios países se habían interesado por el Hunter 4 en el cuadro del reequipamiento de las fuerzas aéreas de la NATO, tanto es así que entraron en producción en Bélgica y Holanda, y pilotos de la NATO probaron el Hunter 6 en 1956: pero a la espera del F-104 Starfighter, la sustitución de los F-

En orden descendente: una de las más famosas patrullas acrobáticas británicas fue la del 111 Squadron "Black Arrows" que llegó a exhibir simultáneamente 22 Hunter F.6. Los aviones estaban pintados totalmente de color negro. La extensión del diente de sierra en el borde de ataque alar, introducida con la versión F.6, está bien visible en este Hunter F.6 suizo. Uno de los F.6 utilizados para las pruebas de los misiles D.H. "Firestreak", el XF 378 (Hawker P. 1109B). El prototipo XF833 del Hunter F.6 (P.1099) fue utilizado por la Rolls Royce para probar un sistema de desviación del chorro. Uno de los Hunter F.6 trasformados al estándar de la versión F. (G.A.) 9 de ataque a tierra; obsérvese el freno aerodinámico ventral abierto

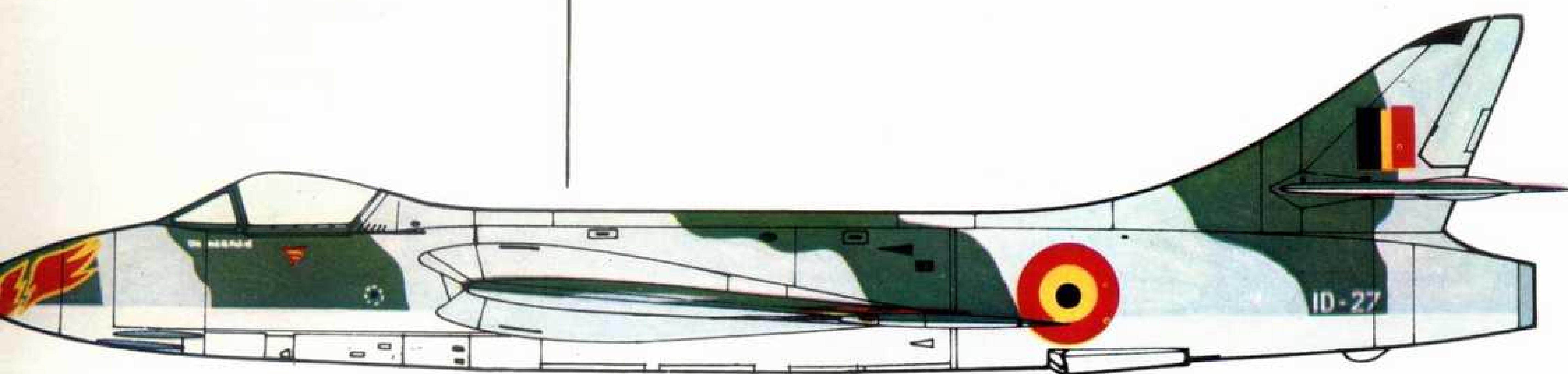




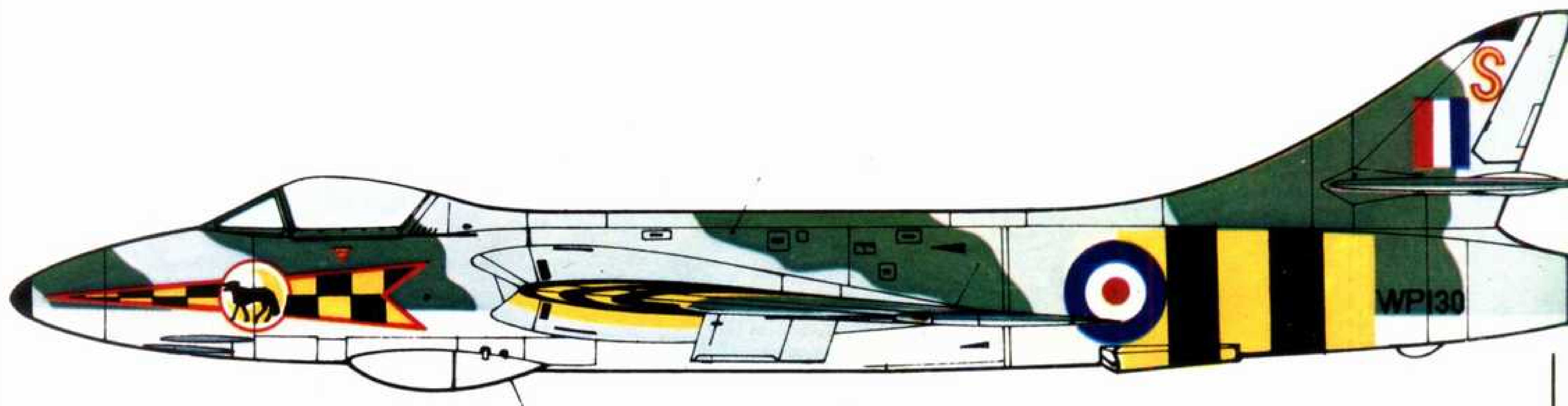




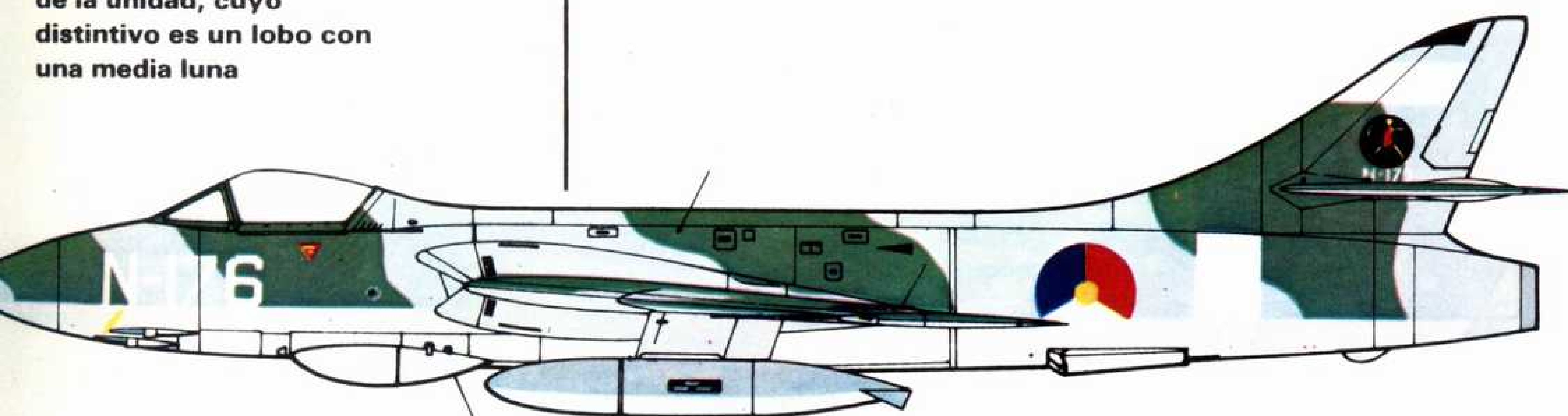




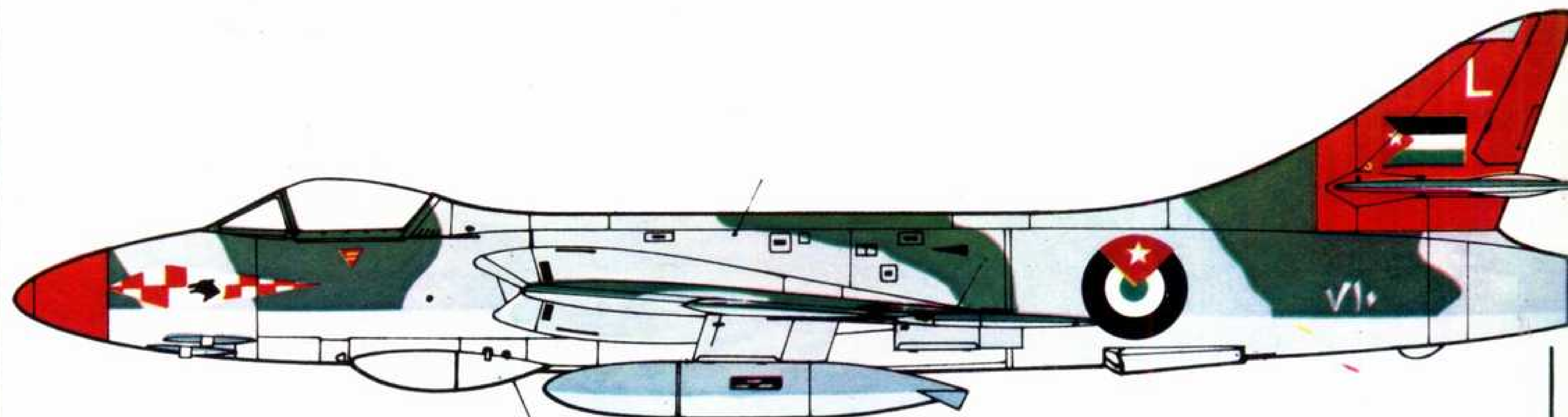
Hunter F.4 perteneciente a la 350a. escuadrilla (cuya insignia aparece en la trompa) de la aviación belga. En Bélgica, estos aviones fueron fabricados en el período 1956-1960 de la Avions Fairey (ejemplar representado) y por la SABCA, en colaboración con la industria holandesa



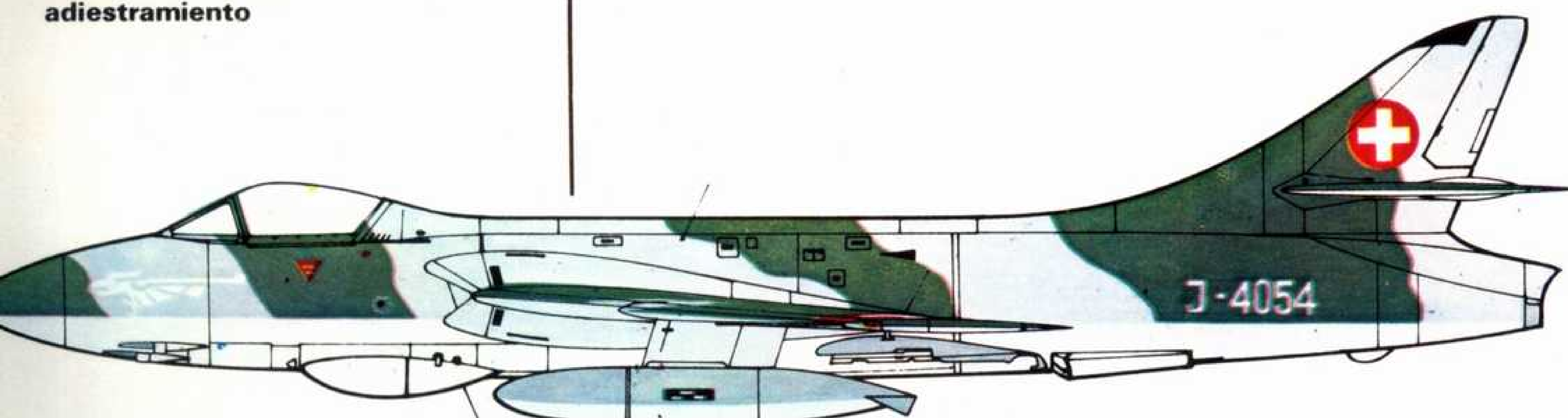
Hunter F.5 perteneciente al 34 Squadron de la RAF que operaba en Nicosia (Chipre) durante la crisis de Suez de noviembre de 1956, como indican las bandas amarillas y negras en las alas y en el fuselaje, mientras que la flecha escaqueada en la proa forma parte de la insignia de la unidad, cuyo distintivo es un lobo con una media luna



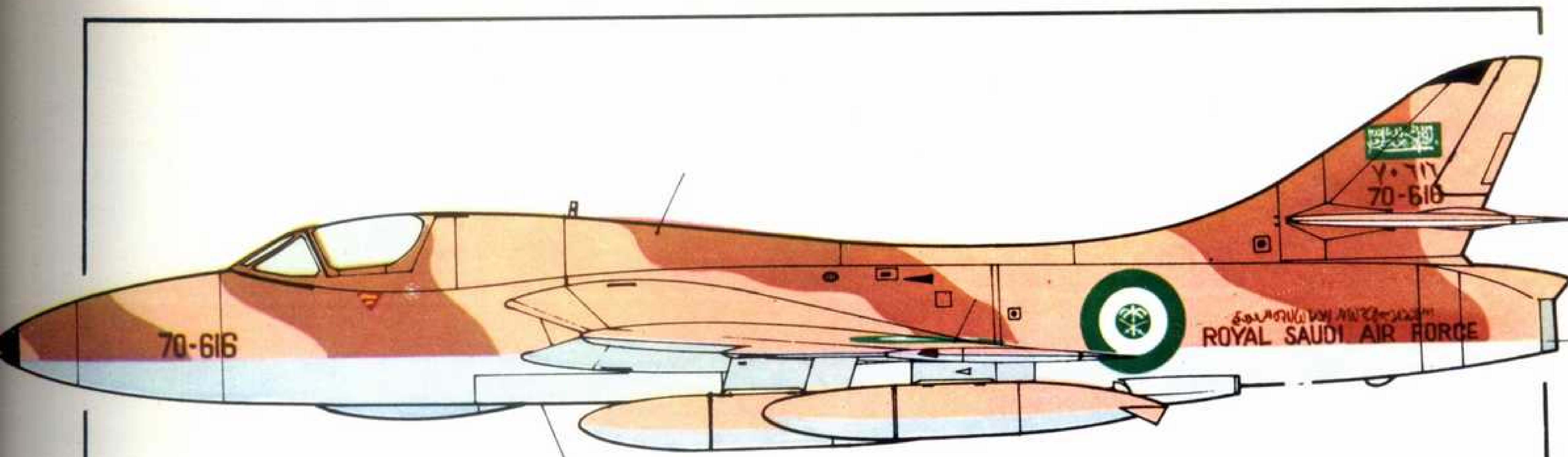
Hunter F.6 fabricado por la Fokker bajo licencia en el período 1956-1960 y perteneciente al 323 Squadron de la aviación holandesa, indicado por el distintivo en la deriva



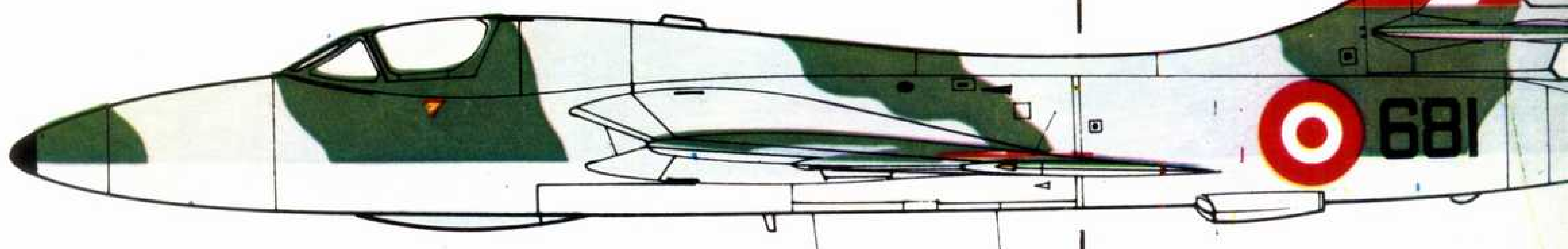
Hunter F.6 perteneciente a la Real aviación de Jordania. Los primeros aviones de este tipo, pertenecientes antes a la RAF, fueron adquiridos en 1957; luego entraron en línea los cazabombarderos F.(G.A.) Mk. 73A y los T. Mk. 66B biplaza de adiestramiento



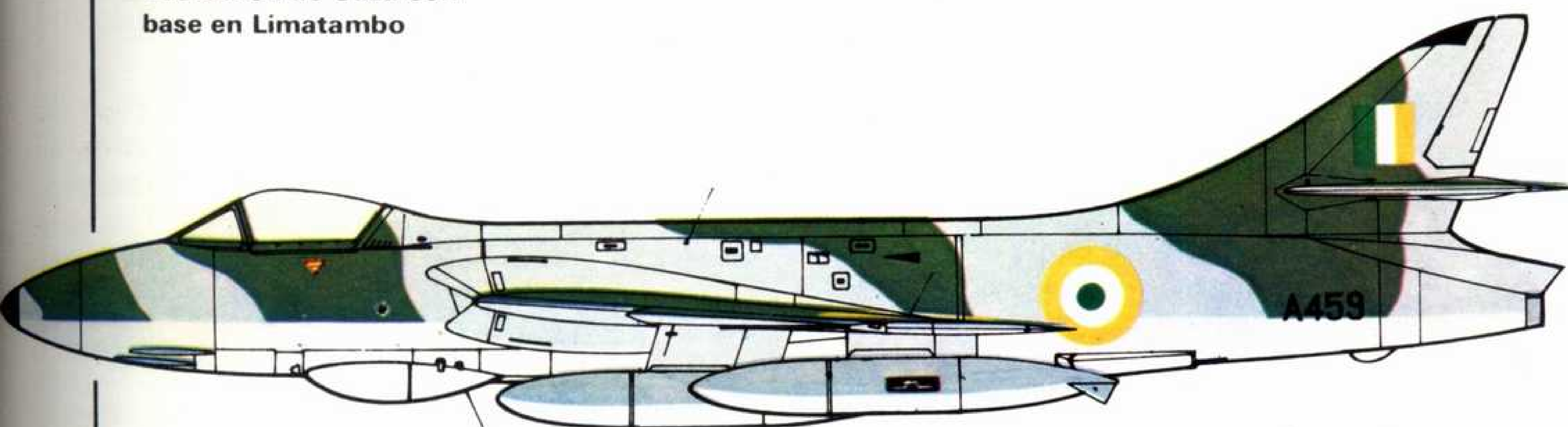
Hunter Mk. 58 (F.6 de exportación para Suiza) que lleva en la proa la insignia de la "Escuadra de vigilancia", la unidad especial de la caza helvética constituida por pilotos en servicio permanente



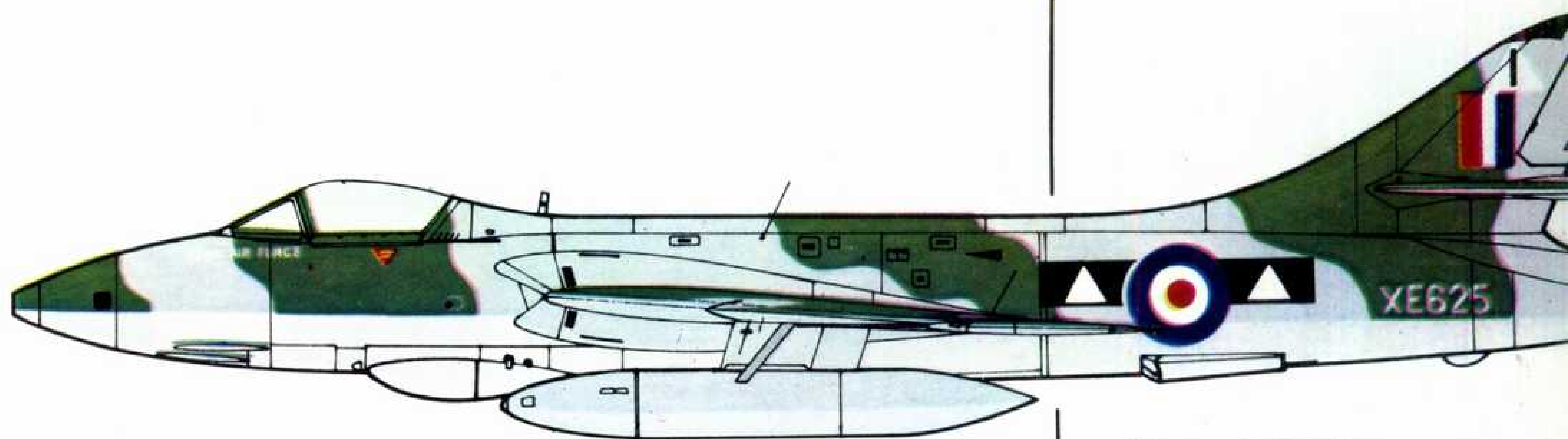
Hunter T.7, versión biplaza para adiestramiento, perteneciente a la aviación de Arabia Saudita. Dos aviones de esta versión, que ya habían pertenecido a la RAF, fueron adquiridos por esta aviación; el avión ilustrado tenía en la RAF la matrícula XL620, mientras que la del avión 70-617 era XL605



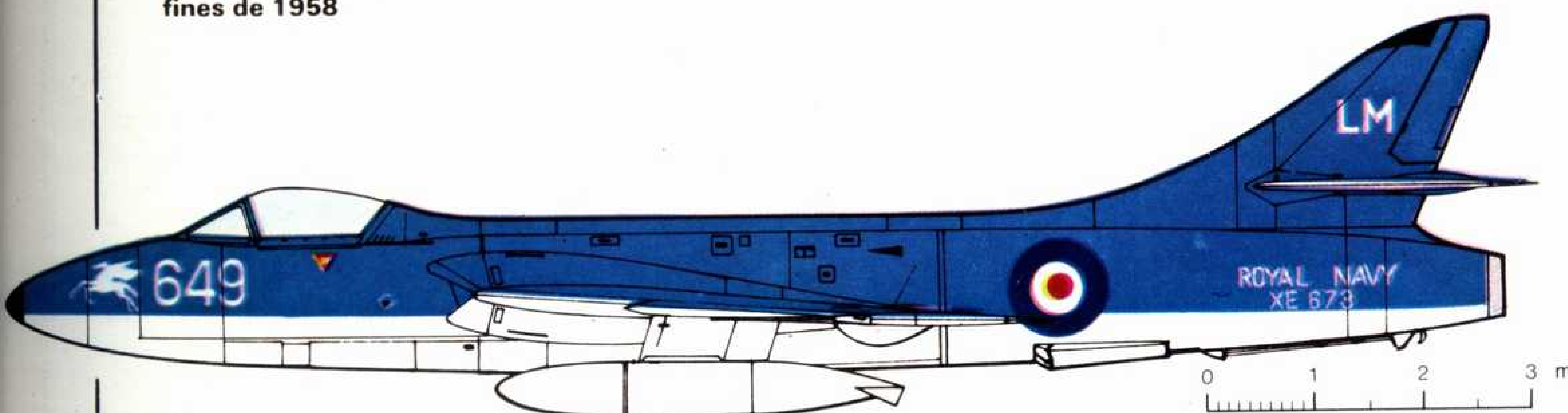
Hunter T.62 (variante del T.7 para la aviación peruana). En 1955, Perú ordenó dos aviones de esta versión y 16 caza que ya habían pertenecido a la RAF del tipo F.4, reacondicionados y designados Mk.52. La mayor parte de éstos equiparon el 14 Escuadrón de Caza con base en Limatambo



Hunter F.56A (variante del Mk. 6 para la aviación india). 160 aviones de este tipo operaron desde 1957 en adelante en cuatro Squadron, el 7°, 17, 20 y 27 con base en Poona y Ambala. En diciembre de 1971 participaron en el conflicto indo-paquistaní



Hunter F.R.10 perteneciente al 2 Squadron de la RAF e integrado en la 2a. TAF. Avión de caza y reconocimiento derivado del F.6, equipado con tres cámaras fotográficas instaladas en la trompa, entró en servicio en aquella unidad (cuya insignia aparece junto a la cucarda del fuselaje) a fines de 1958



Hunter G.A. 11, reelaboración del Mk.4 para el adiestramiento en el ataque a tierra para la Fleet Air Arm. El avión ilustrado lleva el Pegaso blanco, distintivo del 738 Squadron con base en Lossiemouth. Carente de cañones, esta última versión del Hunter estaba provista de gancho de detención y de equipo TACAN

roberto terrinoni



En orden descendente: dos bombas y 24 cohetes debajo del ala de un Hunter F. (G.A.) 9 (Archivo Bignozzi). El prototipo del biplaza P.1101 "Hunter Trainer" (XJ615). La sección anterior estaba considerablemente ampliada para contener los dos puestos colocados uno al lado del otro (Archivo Bignozzi). La variante para la Marina, caracterizada por la adopción del gancho de detención, fue denominada T.8 (Archivo Catalanotto). El primer ejemplar T.8 entregado a la Royal Naval Air Station de Yeovilton (matrícula XL580) lleva en la proa la insignia del Flag Officer Flying Training (Archivo Bignozzi). El único Hunter T.12, el XE531, caracterizado por el bulto arriba de la proa, que contenía equipamientos destinados al bombardero TSR.2, probados en 1963 en el Royal Aircraft Establishment (Archivo Bignozzi)

84, F-86 y Hunter 4, ya en servicio con un avión intermedio fue reprobada. Suiza, por otra parte, no ligada a la política de la NATO, quedó favorablemente impresionada por las pruebas de evaluación realizadas con el Hunter 6 y, en enero de 1958, pasaba un pedido para 100 ejemplares. Para acelerar las entregas, los primeros Hunter fueron tomados del *stock* de la RAF. Antes de que concluyera el acuerdo con Suiza, también los pilotos indios habían probado el Hunter y, en setiembre de 1957, el gobierno pedía 160 de éstos; una vez más, una parte del lote era tomado de las provisiones para la RAF. Los Hunter 6 también pasaron a Irak (15), al Líbano y Jordania.

En los Mk.6 también fueron muchas las instalaciones experimentales, la más importante de las cuales fue la aplicación de los misiles aire-aire de infrarrojo De Havilland "Firestreak". Otra variante de especial interés fue aquella con los depósitos Hawker de 230 galones (1045 litros).

Así como para casi todos los caza monoplaza de aquellos años, también para los Hunter se elaboró una versión que pudiese alojar un segundo piloto para fines de adiestramiento. El estudio del biplaza comenzó en 1953 por iniciativa privada de la Hawker, que elaboró tanto una variante con puestos en tándem, como una con puestos uno al lado del otro. La especificación T.157D fue publicada en 1954 y el nuevo proyecto, denominado P.1101, fue sometido al examen del Estado Mayor británico, cuya selección recayó en la variante con puestos uno al lado del otro, basada en un Hunter 4 con el Avon R.A.21. Su puesta a punto fue bastante dificultosa, sobre todo debido a la configuración de la nueva cabina. A mediados de 1956, el Hunter T.Mk.7 era ordenado en serie, mientras que se autorizaba a la Hawker para la realización de un segundo prototipo derivado del Hunter 6. En cuanto a su estructura, el biplaza era totalmente similar al monoplaza.

La producción de los biplaza había sido comenzada en la fábrica de Blackpool, pero después de la reducción del pedido para los Hunter 6 en 1955, la fabricación de los Hunter 7 fue trasferida a Kingston. Sesenta y cinco biplaza fueron fabricados por la Hawker, de los cuales diez estaban destinados a Holanda y otros diez fueron seleccionados para su trasformación en la versión biplaza naval T.Mk.8 (esta última se diferenciaba solamente por la adopción del gancho de detención en la cola, pero nunca fue embarcada).

El Hunter tuvo también una versión de ataque a tierra, F. (G.A.) Mk.9, destinada a reemplazar a los Venom en Medio Oriente, y obtenida modificando el Mk.6 con la instalación del paracaídas en la cola, con posibilidad de trasportar depósitos desenganchables de 1450 litros. El Hunter 10, en cambio, era una versión de reconocimiento con el equipo fotográfico en la trompa y otros equipos similares a los del Mk.9.

Designaciones especiales tuvieron luego, los Hunter destinados a la exportación. He aquí, en síntesis, cuáles fueron estas variantes.

— La designación Mk.50 fue dada a los 120 Hunter F.4 suministrados a la aviación sueca en 1955/1956, en un principio con motor Avon 115 y luego con el Avon 119/120.

— Hunter Mk.51 era la designación dada a los caza suministrados a Dinamarca en 1956 (30 ejemplares similares al Mk.4).

— La venta de dieciséis Hunter 4 de la RAF a las fuerzas aéreas peruanas fue un gran éxito para la industria británica, porque las provisiones de *surplus* americanos habían monopolizado casi el mercado sudamericano. Los Hunter para Perú regresaron a Dunsfold hacia fines de 1955 para algunas modificaciones y recibieron la designación Mark 52.

— Un segundo pedido danés se refería a los biplaza T.7, designados T.Mk.53.

— En setiembre de 1957, la India firmaba un contrato para 160 Hunter Mk.56 (Hunter 6), de los cuales el primer lote (48 ejemplares) sería de provisiones en curso para la RAF y los siguientes, fabricados ex-novo, con modificaciones requeridas por la especificación india.

— Otros Hunter biplaza fueron suministrados a Perú (T.Mk.62) en 1959, la India (22 ejemplares de T.Mk.66), Jordania (T.Mk.66B), el Líbano (T.Mk.66C), Kuwait (T.Mk.67) e Irak (T.Mk.69).

Su empleo

El reequipamiento con los Hunter 1 y 2 de las unidades de primera línea de la RAF comenzó en 1954. En julio de ese año, el Air Fighting Development Squadron de West Raynham fue la primera unidad británica que recibió el nuevo avión de caza. No obstante los defectos de los primeros ejemplares, —de los cuales ya se ha hablado— el avión supo ganarse rápidamente el aprecio de los pilotos y —en la mejor tradición del constructor inglés— el Hunter demostró ser muy resistente, con buenas cualidades de vuelo a todas las velocidades gracias a la adopción de servocomandos.

Los Hunter 4 comenzaron a reemplazar a los primeros Hunter en la primavera de 1955 (los Squadron N° 54 en Odinham y N° 111 en North Weald) pero, simultáneamente, fueron entregados a la 2a. Tactical Air Force en Alemania. A comienzos de 1956, siete unidades de la RAF en Inglaterra y trece unidades de la 2a. TAF en Alemania ya estaban reequipadas con Hunter 4. A pesar de la complejidad del nuevo aparato respecto del anterior material de vuelo, estas unidades registraron una elevada eficiencia operativa: el único punto de reabastecimiento y el contenedor separable contribuyeron para obtener tiempos de rearme muy bajos, algunas veces inferiores a los siete minutos.

La campaña de Suez vio la introducción de unidades de Hunter 5 en Nicosia, donde sirvieron de escolta a los bombarderos británicos en esa área; otras cinco unidades en Gran Bretaña fueron equipadas con los F.5.

A comienzos de 1958, todas las unidades de caza en Europa habían sido reequipadas con los Hunter 6, mientras que otros tuvieron su base en Malta y Chipre. Habían llegado demasiado tarde para intervenir en la crisis del Canal de Suez, pero en el curso de muchos ejercicios demostraron ser aparatos de gran eficiencia inclusive en el empleo táctico.

FIAT/AERITALIA
G. 91



Una formación mixta de G.91 y G.91R (izquierda) del 14 Grupo, 2a. Brigada aérea, en un aeropuerto cerca de Treviso, en la época de la entrega del nuevo avión a la unidad. Abajo: el primer prototipo del G.91 (MM 565) en un pasaje a baja altura sobre el aeropuerto de Caselle (Turín), piloteado por el piloto de prueba Bignamini. El primer prototipo tenia una sonda para las cápsulas de los instrumentos de registración de datos y un techo más pequeño que el montado en los ejemplares siguientes. Más abajo: aplicación de las bombas a un G.91 de la preserie de 27 ejemplares. El avión lleva las insignias de la Unidad Experimental de Vuelo, que efectuó las pruebas de evaluación y las operativas sobre la base de Práctica de Mar (Archivo Catalanotto)



CARACTERÍSTICAS		G.91R-1	G.91R-3	G.91T-1	G.91Y
Envergadura	m	8,56	8,56	8,60	9,01
Largo total	m	10,29	10,29	11,68	11,67
Altura	m	4,00	4,00	4,45	4,43
Superficie alar	m²	16,42	16,42	16,42	18,13
Peso vacío	kg	3 269	3 200	3 438	3 900
Peso normal en el decolaje	kg	5 352	5 450	5 500 (1)	7 800
Peso máximo en el decolaje	kg	5 670	5 670	6 050	8 700 8 000 (1)
Velocidad máxima	km/h	1 025 a 6 000 m 1 086 a 1 500, 1 075 a niv. del mar	1 025 a 6 000 m, 1 086 a 1 500, 1 075 a niv. del mar	980 a 6 000 m, 1 080 a 2 000, 1 010 a niv. del mar	1 110 (con combust. post.)
Velocidad máxima en trepada	m/seg	30,43	30,43	30,43 (?)	86,36 (2)
Radio de acción a baja altura	km	315	315	300	600
Alcance de traslado	km	1 850	1 850	2 100	3 500
Trepada a la altura de en el tiempo de	m	4 000 | 7 265 4' 30" | 6'40"	4 000 | 7 265 4'30" | 6'40"	8 000 6'40"	8 000 | 12 192 3'30" | 11'43" (2)
Techo práctico	m	13 106	13 106	12 200	12 497 | 6 000 (3)
Decolaje con obstáculo en	m	1 180	1 190	1 250	1 372 (4) | 762 (5)
Motor, tipo		Bristol Siddeley	Bristol Siddeley	Bristol Siddeley	General Electric
Empuje		"Orpheus" 803/02	"Orpheus" 803/03	"Orpheus" 803/02	J85-13A
Empuje en el decolaje	kg	2 268	2 268	2 268	2 x 1 234 (1 851) con combust. post.

(1) desde terrenos semipreparados, 8 000; (2) con combustión posterior; (3) con un solo motor y combustión posterior; (4) en terreno semipreparado; (5) idem con cohetes auxiliares.

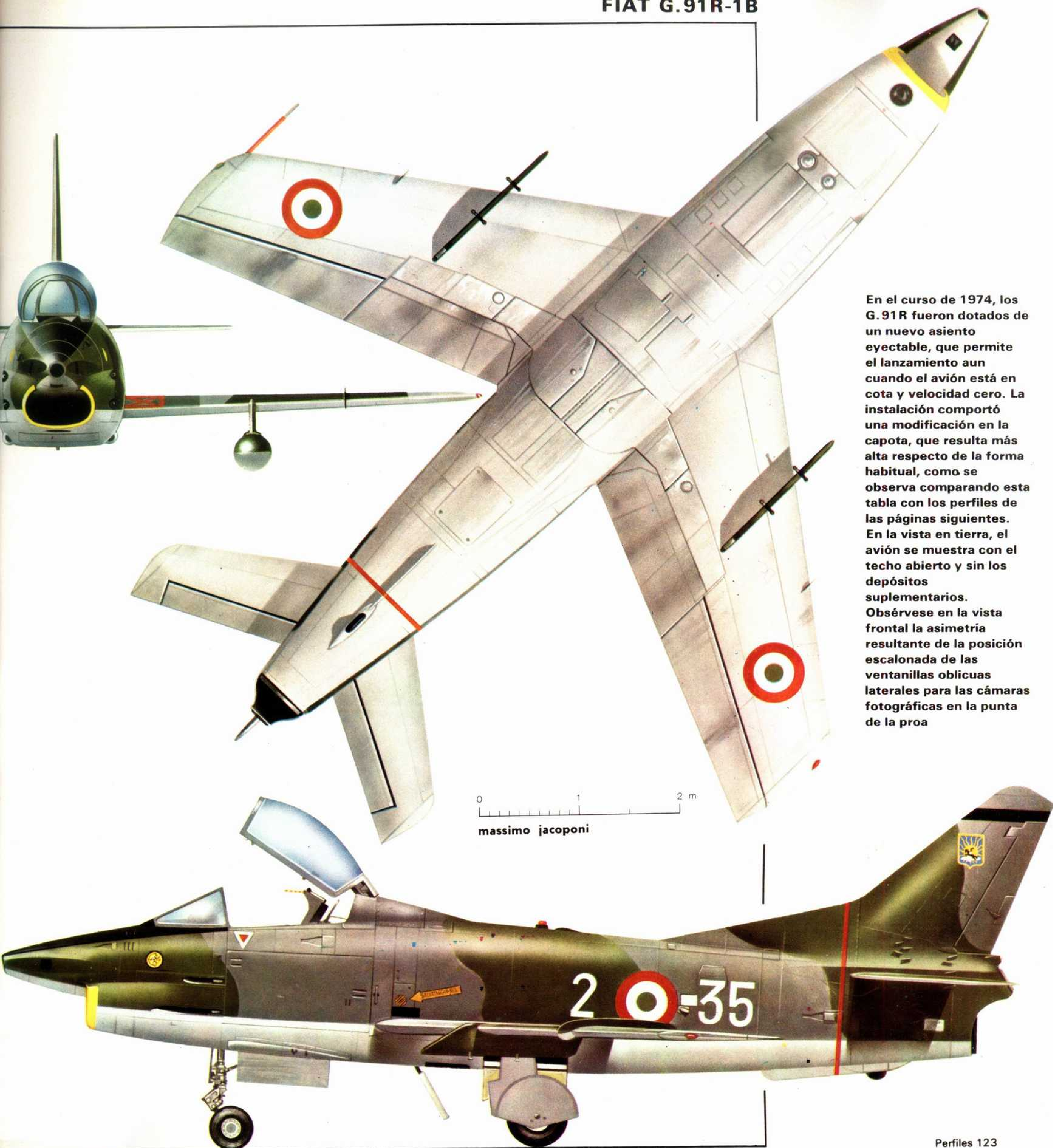
El primer éxito de la industria italiana después de la guerra estuvo representado por un pequeño avión de reacción, el G.91 de la Fiat (proyectado por el ingeniero Giuseppe Gabrielli), que ganó el concurso NATO de 1958 para un avión de apoyo táctico a corta distancia, capaz de operar desde terrenos semipreparados y apoyándose en un mínimo de infraestructuras móviles. A pesar de que esta afirmación internacional, obtenida con proyectos concurrentes presentados por prestigiosas casas europeas, no desembocó en la medida prevista de difusión entre las fuerzas aéreas de la NATO, contribuyó a introducir nuevamente a Italia entre los países evolucionados aeronáuticamente, y fue una eficaz plataforma para ulteriores y más avanzadas realizaciones. Entre éstas, logró el G.91Y, desarrollo directo del G.91R, que repitió su fórmula aun pasando a la solución bimotor, con variaciones dimensionales y aerodinámi-



G.91R-1B de la 2a. Ala de Caza Tácticos Livianos de la Aeronáutica Militar Italiana. La unidad, la única que sigue estando dotada del pequeño avión de reacción en la edición operativa, está articulada en dos Grupos: el 14, cuyos aviones tienen los contornos de la toma de aire pintados en blanco, y el 103 que adopta, en cambio, el color amarillo, como en el ejemplar ilustrado, sumado al emblema del Grupo debajo de la cabina; el distintivo del Ala está reproducido también aparte



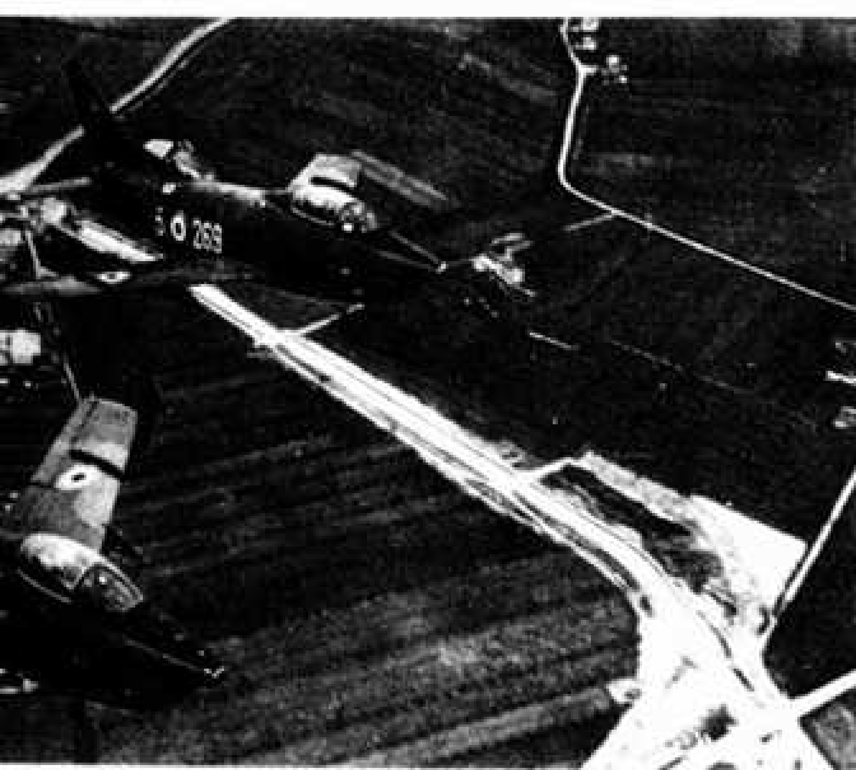
FIAT G.91R-1B

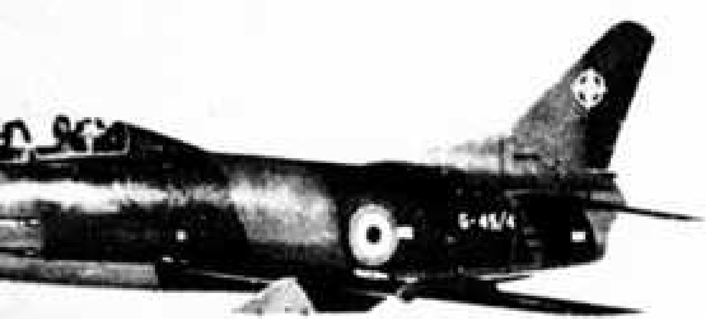


En el curso de 1974, los G.91R fueron dotados de un nuevo asiento eyectable, que permite el lanzamiento aun cuando el avión está en cota y velocidad cero. La instalación comportó una modificación en la capota, que resulta más alta respecto de la forma habitual, como se observa comparando esta tabla con los perfiles de las páginas siguientes. En la vista en tierra, el avión se muestra con el techo abierto y sin los depósitos suplementarios. Obsérvese en la vista frontal la asimetría resultante de la posición escalonada de las ventanillas oblicuas laterales para las cámaras fotográficas en la punta de la proa

En orden descendente: carreteando sobre un prado empantanado, un G.91 de preserie perteneciente al 103 Grupo de Caza Tácticos Livianos, entonces de la 5a. Brigada aérea. Los primeros G.91R-1 con los colores del 103 Grupo CTL. En la cola, la insignia de la NATO (Foto Fiat). Un G.91R-1 fue cedido en préstamo a la Bristol Siddeley para pruebas con el turborreactor Orpheus; además de las insignias italianas, el avión llevaba la matrícula civil inglesa G45/4. G.91R de la 51a. Brigada aérea. El emblema de la unidad apareció en los G.91, también inscripto en una franja blanca que abarcaba toda la cuerda del empenaje vertical. Rearme rápido de un G.91R-1B del 14 Grupo, 2a. Ala, durante un ejercicio en Rivolto (Udine) (AMI)











cas que hicieron de éste un aparato esencialmente nuevo. No es aventurado afirmar que sólo factores ajenos a la validez técnica del G.91, tanto en la forma originaria de "avión de ataque liviano" como en la siguiente, que aumenta considerablemente su eficacia bélica sin llegar a la complejidad de una categoría superior, limitaron el éxito comercial y la difusión del eficiente avión italiano en el exterior. Éste era prácticamente el único representante en el mundo, de una clase de aparatos de indudable valor en el contexto de fuerzas aéreas bien equilibradas.

Su técnica

La configuración general del G.91R representa una reproducción reducida de aquélla del F-86K, que la Fiat fabricó bajo licencia North American en 231 ejemplares, con la introducción, sin embargo, de diversas soluciones originales, inclusive en la estructura y en los sistemas de construcción.

El fuselaje, de aleación liviana semimonocasco, está dividido en tres partes. La continuidad estructural de la anterior está asegurada por las paredes internas de los compartimientos laterales para las armas, que flanquean (precedidos por dos láminas de acero) el conducto de guía del aire captado por la toma de aire colocada debajo de la pequeña trompa, en la cual están alojados a su vez los equipos electrónicos y las cámaras fotográficas. Arriba del conducto de aire está ubicada la cabina, protegida por los blindajes anterior, posterior e inferior como también por el parabrisas de vidrio blindado. Unida a la anterior mediante bulonado, la sección central (construida con distintos tipos de estructura) está unida a la estructura alar y contiene los compartimientos en los cuales se retraen las ruedas, y los siete depósitos de combustible (para un total de 1250 litros), protegidos por el blindaje inferior y, en los costados, por el blindaje colocado arriba de los frenos aerodinámicos ventrales. A la cuaderna terminal de la sección central está unido (en tres puntos) el reactor, que ocupa la sección posterior del fuselaje (a la que está adherido el grupo de los empenajes), que puede desmontarse para el mantenimiento del mismo motor.

El ala está dividida en tres secciones: la central adherida al fuselaje, y dos semialas externas; ésta tiene un perfil laminar fino (relación promedio espesor-cuerda igual al diez por ciento) y una flecha de 37° en el cuarto de las cuerdas. La estructura es de cajón basada en dos largueros, estando unido al posterior de éstos, un tramo de larguero auxiliar para la unión de los semitrenes de aterrizaje posteriores. El revestimiento resistente está reforzado por larguerillos longitudinales con sección en L, con sección y número decreciente hacia las puntas, y por cuadernas trasversales, también remachadas. Las semialas externas están unidas a la sección central según el esquema clásico del bulonado frontal. Cada semiala está provista de una placa antideslizamiento, mientras que en el vientre están aplicados los pilones para las cargas externas. Los hipersustentadores son de ranura, con accionamiento eléctrico, mientras que los alerones disponen de servocomandos hidráulicos Jacottet, con comando de emergencia manual.

El motor es un Bristol Siddeley "Orpheus" 803, con cámara de combustión anular, compresor axial de siete etapas y turbina de una etapa, que suministra a baja altura un empuje máximo continuo de 1905 kg (máximo en emergencia de 2268 kg) con una relación peso-empuje igual a 2,35 en el decolaje.

Los empenajes comprenden una deriva (más una pequeña aleta ventral) dotada de una amplia unión en el dorso del fuselaje, a la cual está articulado el timón comandado por trasmisiones rígidas y provisto de amortiguador de deslizamiento; el plano horizontal está compuesto por dos semiestabilizadores con ángulo regulable eléctricamente a los cuales están unidos mediante bisagras los planos móviles (provistos en la variante R-1B, de amortiguador de cabeceo), comandados por servocomandos hidráulicos Fairey irreversibles, con sistema para obtener artificialmente la reacción de barra, y comando de emergencia manual. Generadores de remolinos están dispuestos en la raíz de la deriva y en los costados del cono terminal del fuselaje, debajo del empenaje horizontal.

El tren de aterrizaje (de fabricación Messier) comprende el elemento anterior, que se retrae hacia atrás con rotación de la rueda que se dispone de plano debajo del conducto de aire, y provisto de dispositivo hidráulico anti-shimmy, y los posteriores de horquilla articulada, con los parantes que se retraen en las semialas y las ruedas en el fuselaje, dado el volumen de los neumáticos de baja presión (3,5 kg/cm², mientras que para la rueda anterior es de 3 kg/cm²). Los accionadores del tren de aterrizaje son hidráulicos y los frenos también son hidráulicos. Además la carrera de aterrizaje es limitada, utilizando el paracaídas-freno colocado en la base del empenaje vertical.

Los equipos de a bordo comprenden el asiento eyectable Martin-Baker Mk.4 (sustituido en 1974 con uno de modelo más reciente, que permite el lanzamiento a cota cero), radio UHF, radar Doppler, TACAN, IFF, PHI.

El armamento de tiro está instalado en dos contenedores de fácil remoción y sustitución, dispuestos en los costados de la trompa, y que contienen cada uno dos ametralladoras Colt-Browning M-3 de 12,7 mm o un cañón Aden de 30 mm, con su respectiva provisión de municiones: 300 disparos por cada ametralladora y 120 por el cañón. A los pilones subalares pueden ser aplicados depósitos auxiliares o varias combinaciones de cohetes HVAR, bombas, misiles, lanzacohetes múltiples, napalm; en la pequeña trompa, unida mediante bisagras, están alojadas tres cámaras fotográficas y el registrador para el reconocimiento visual.

En el G.91Y, el pasaje a la fórmula bimotor impuso la bifurcación del conducto para la aducción de aire a los motores, alimentado por una toma que seguía estando en la posición originaria, pero considerablemente ampliada, como también el agregado de dos pequeñas tomas suplementarias en la raíz de las aletas de unión de los semielevadores, para la ventilación y la refrigeración del compartimiento de los

motores. El ala es de cajón integral, con revestimiento de paneles fresados únicos, empleo de partes en nido de abeja y, además de ser de mayores dimensiones, en este caso está provista de depósitos en las secciones internas, y de aletas automáticas en el borde de ataque.

El fuselaje, a pesar de estar bastante ampliado, vuelve a tomar totalmente el esquema estructural del monomotor. Mucho más completa y avanzada es la dotación electrónica, que comprende plataforma inercial, calculadora de navegación y de datos en el aire, y sistema de presentación de datos "con la cabeza alta": aparatos fabricados en su totalidad en Italia bajo licencias extranjeras. Las cámaras fotográficas en la trompa pasan a cuatro, y también son cuatro los pilones subalares para cargas externas (con una capacidad de 454 kg cada uno), mientras que el armamento fijo está constituido por dos cañones DEFA de 30 milímetros. El tren de aterrizaje está reforzado y dotado de ruedas más grandes (700 x 267 x 254 las posteriores, respecto de los 626 x 230 x 254 del monomotor) y, además, el avión está provisto de gancho de detención, de uniones para cohetes de decolaje y de predisposición para los ganchos para el lanzamiento con catapulta. Los motores son dos General Electric J85-13A de 1234 kg de empuje que, con quemador posterior encendido, pueden llegar a 1850 kilogramos.

Su evolución

Después de la conferencia NATO de Lisboa de 1952, en la cual se codificó la doctrina bélica de la alianza precisando que a una fuerza aérea nuclear debía unirse un conjunto de aviones subsónicos de apoyo táctico a corta distancia (que pudiera agruparse en pequeñas unidades desvinculadas de las vulnerables pistas de las bases aéreas y capaces de operar desde tramos de autopista o desde terrenos semipreparados extremadamente dispersos), el SHAPE formó un comité dirigido por el famoso científico Theodore Von Kàrmàn, el AGARD, que en 1954 publicó las especificaciones relativas a este tipo de avión. Diez casas enviaron proyectos preliminares, y el 3 de junio de 1955 la competición se redujo a tres: los franceses Bréguet 1001 "Taon" y Dassault "Etendard VI", y el italiano G.91. Se decidió la construcción de tres prototipos de cada avión, costeada por el gobierno americano y con una contribución del 25 por ciento a cargo de los gobiernos francés e italiano. Por parte de los franceses e ingleses se realizaron también los prototipos de proyectos no aprobados, o netamente "fuera de tema", como el SE.5003 "Baroudeur" de la Sud-Est, el Etendard VI, el Folland "Midge" y el Hawker "Hunter".

El 30 de julio, la Fiat recibía el contrato para 27 aparatos de preserie y también gracias a la inteligente decisión de basarse en la "reducción en escala", de un avión bien experimentado como lo era el F-86, realizaba en el trascurso de un año el prototipo con motor Orpheus 801 (B.Or.1) que voló en Caselle el 9 de agosto de 1956, piloteado por Riccardo Bignamini.

Después de muchos vuelos, en una prueba de alta velocidad a baja altura, la aparición de fenómenos de "flutter" hizo ceder el empenaje horizontal y produjo la pérdida del avión; corregido el empenaje, que tuvo mayor superficie, y adoptando la aleta ventral, un segundo prototipo comenzaba sus vuelos en julio de 1957; inmediatamente siguió un tercero, también con el Orpheus 803 (B.Or.3) y armamento completo. En setiembre, el segundo prototipo tomó parte, en Brétigny, en las pruebas de comparación con el Etendard VI y el Taon, saliendo vencedor en enero de 1958.

Los aviones de preserie, el primero de los cuales voló el 20 de febrero de 1958, pasaron todos a la Aeronáutica Militar Italiana que, con éstos, constituyó el 103 Grupo de Caza Tácticos Livianos para el desarrollo operativo del aparato y el adiestramiento de los pilotos NATO.

En 1964, 16 aviones fueron trasformados a la configuración PAN para la Patrulla Acrobática Nacional conservando, sin embargo, el armamento, de modo que los pilotos de las "Flechas Tricolores" (313 Grupo de Adiestramiento Acrobático) pudiesen participar en competencias de tiro y mantenerse entrenados en la actividad operativa. Mientras que no tuvieron éxito las versiones A (con ala ampliada que incorporaba depósitos integrales y aletas en el borde de ataque), S (con motor Orpheus B.Or.12, ala más fina y con flecha de 38°) y N (con mejor dotación de aparatos de navegación, como el Rho-Teta y el Decca), se decidía la fabricación de la versión operativa, la R, y de un modelo biplaza para adiestramiento avanzado, la T.

Los primeros 23 G.91R diferían de los aparatos de preserie casi exclusivamente por el equipo de cámaras fotográficas Vinten en la trompa, que resultaba menos puntiaguda; siguieron 25 R-1A dotados de radar Doppler y luego 50 R-1B con mayor flexibilidad de carga externa, incremento en la dotación de combustible interno y de aparatos de navegación

Abajo, en orden descendente: el 13 Grupo constituyó la unidad de vuelo de la nueva 32a. Ala de Caza Bombarderos, en Brindisi (AMI). El primero de los G.91R-3 de serie fabricados en Alemania, aterrizando al finalizar el vuelo de prueba en Oberpfaffenhofen, el 20 de julio de 1961. El único G.91R-4 tomado en dotación en 1961 por la aviación griega, con matrícula 10109. Fotografiados en 1962 en Erding (Munich); tres de los G.91R-4 que la Luftwaffe tomó de las asignaciones a Grecia y Turquía. Con una coloración gris luego sustituida con una mimética, uno de los 40 G.91R-4 cedidos por la Luftwaffe a Portugal (Archivo Arraez Cerdá). Izquierda: todos los ejemplares sobrevivientes de la preserie fueron confiados a las "Flechas Tricolores", que recientemente recibieron también algunos G.91R



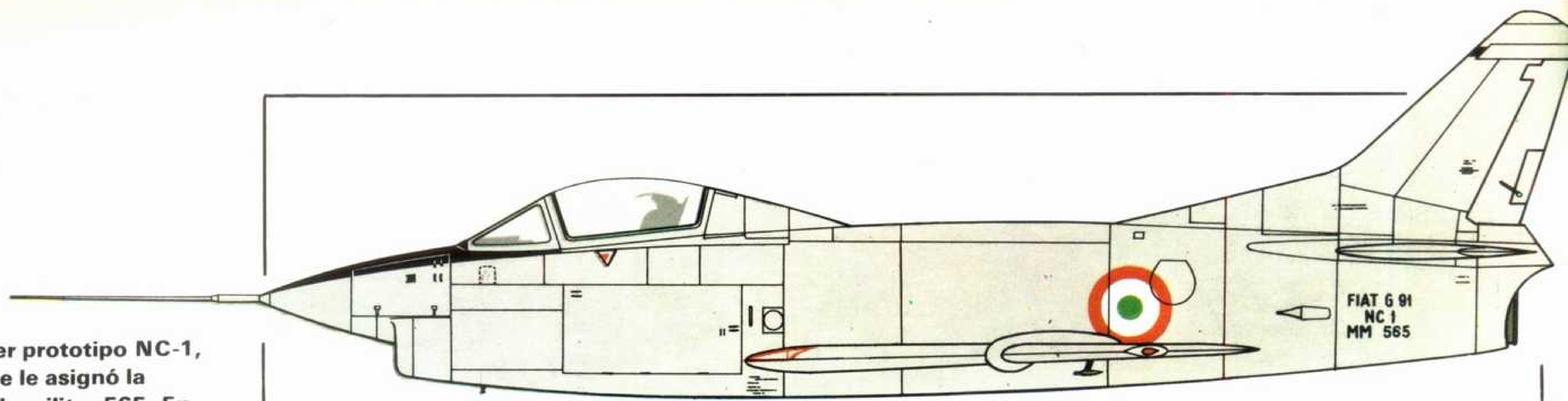




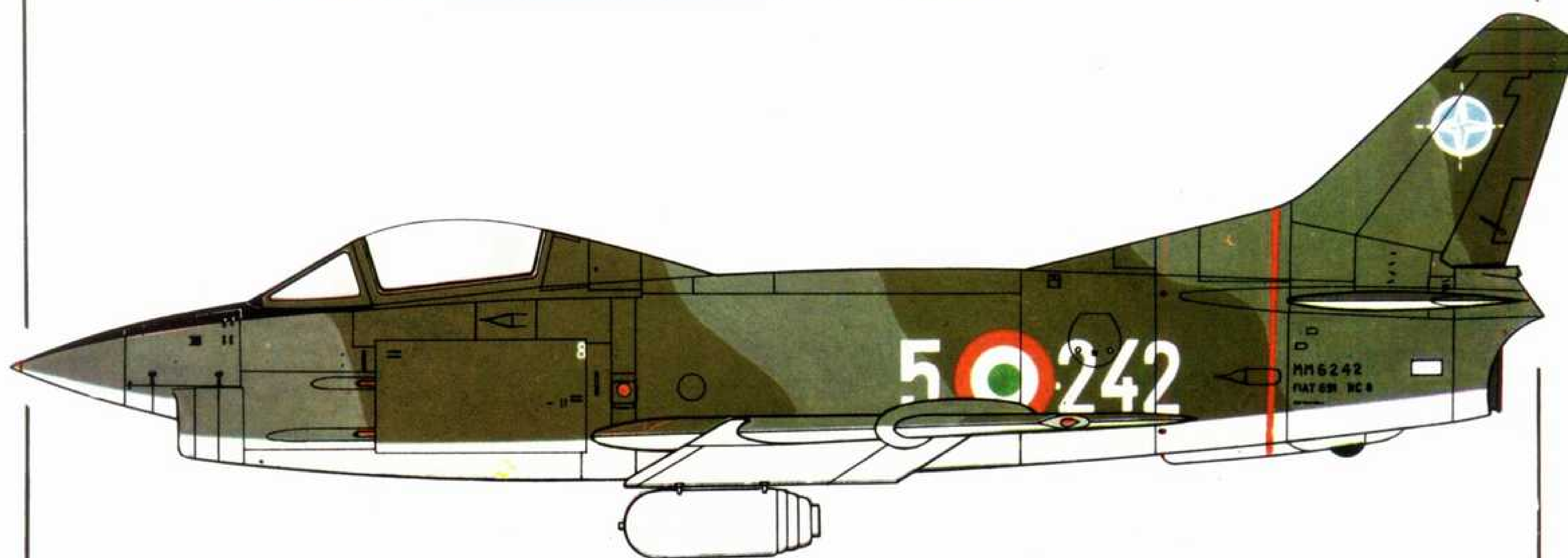




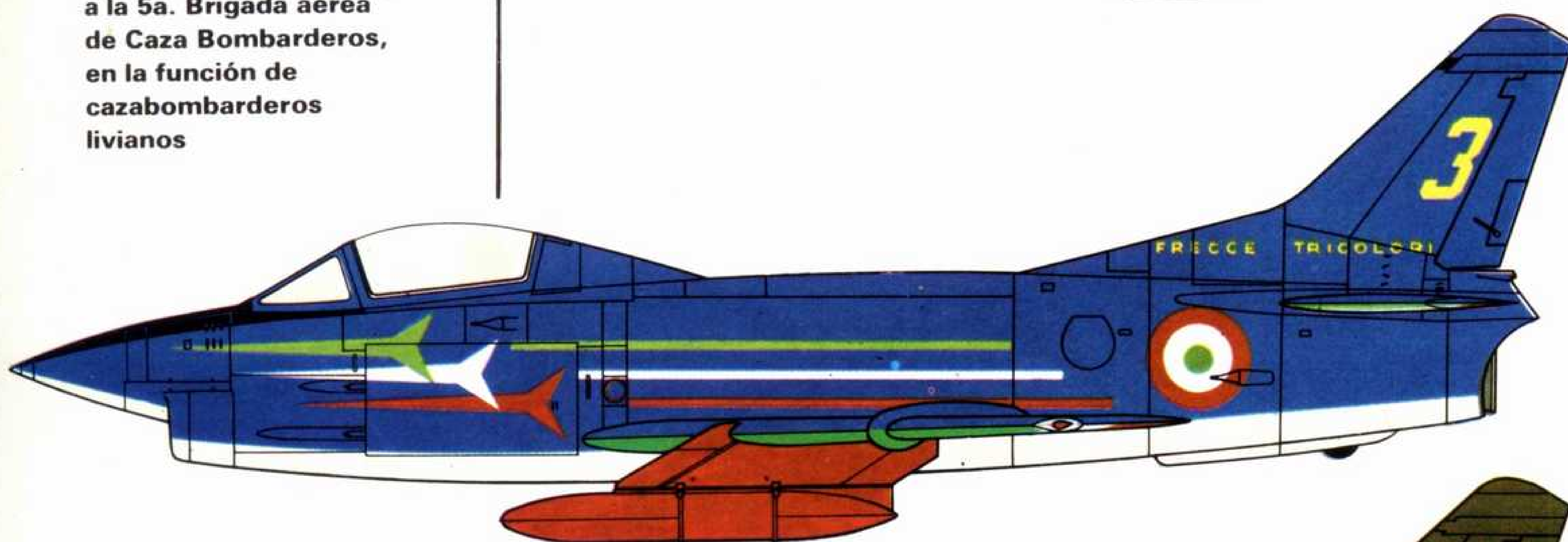




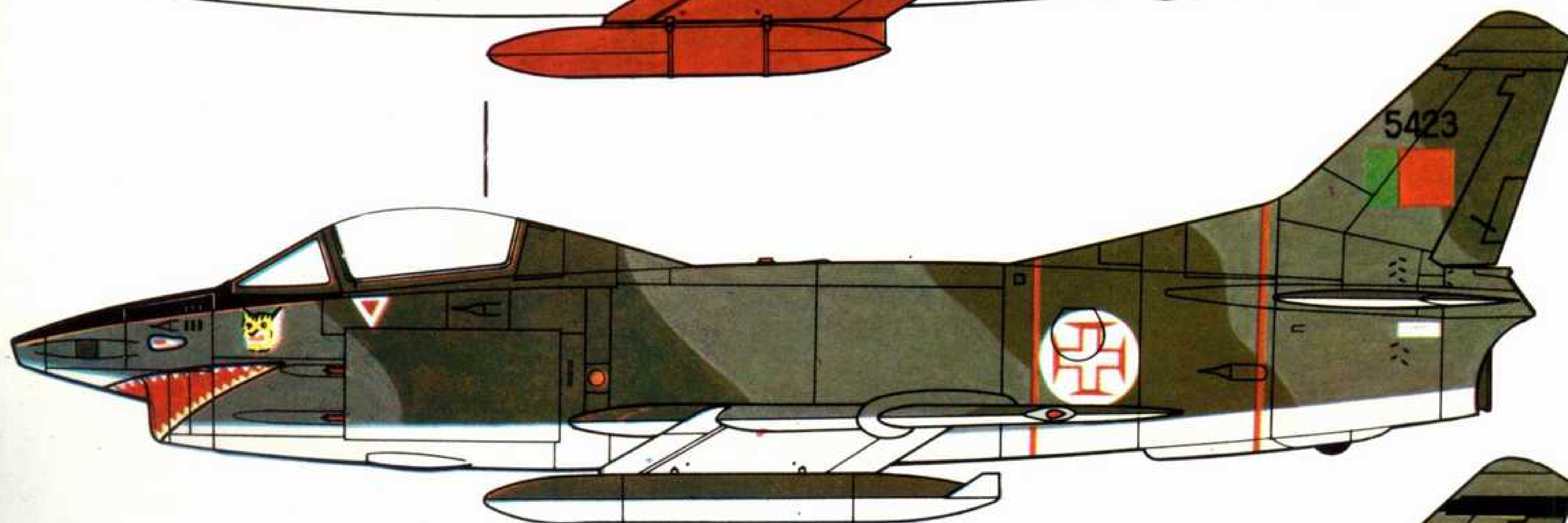
El primer prototipo NC-1, al que se le asignó la matrícula militar 565. En los dos prototipos siguientes se pintó una flecha de color a lo largo de los laterales del fuselaje



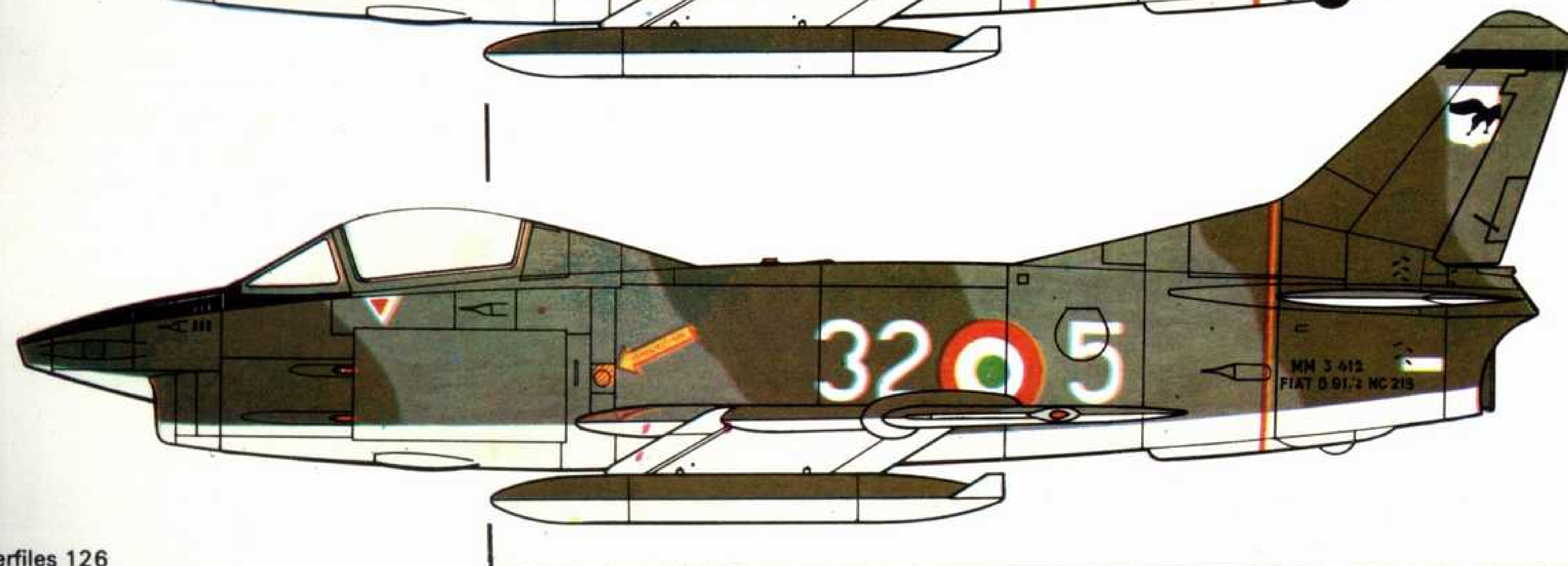
G.91 de preserie, con la pintura mimética y el símbolo de la NATO en la deriva; a los pilones subalares están aplicados los aparatos para producir cortinas de niebla. Estos aviones fueron asignados a la 5a. Brigada aérea de Caza Bombarderos, en la función de cazabombarderos livianos



G.91 PAN, designación de los ejemplares de preserie que pasaron desde 1964 a la Patrulla Acrobática Nacional. Debajo del ala están aplicados los depósitos especiales para la emisión de humos de colores; los aviones conservan los lugares dispuestos para el armamento

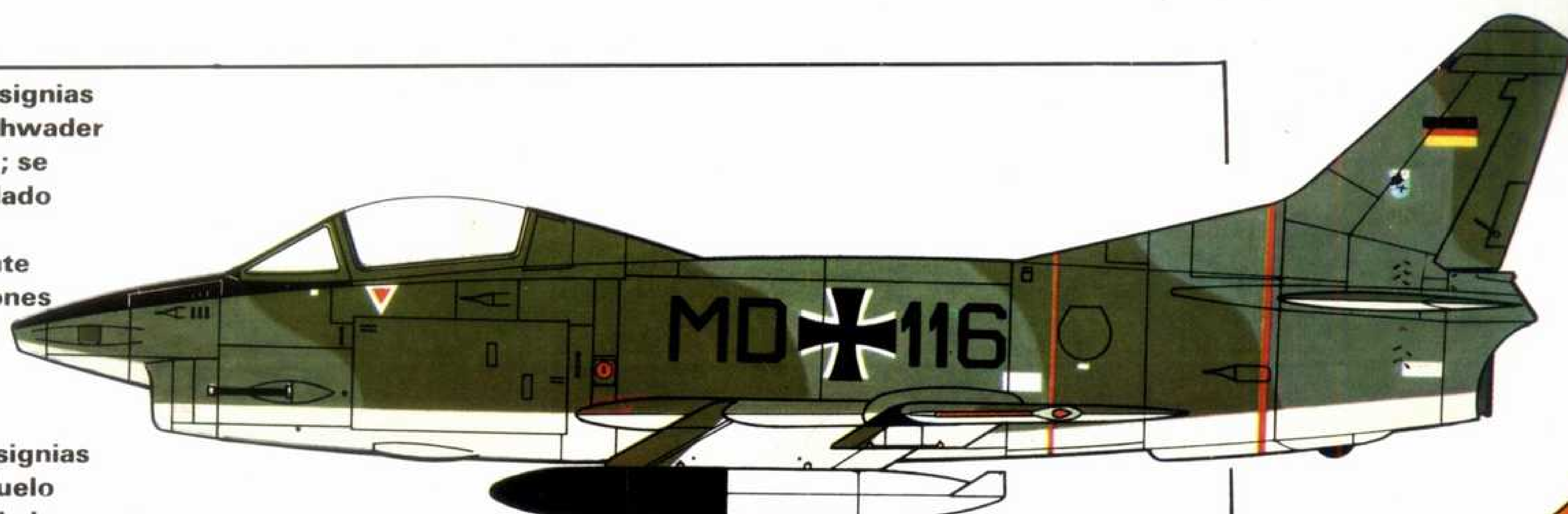


G.91R-4 de la Força Aérea Portuguesa: se ilustra un ejemplar perteneciente al Grupo Operacional B.A. 12 que en 1967 operaba en Guinea-Bissau

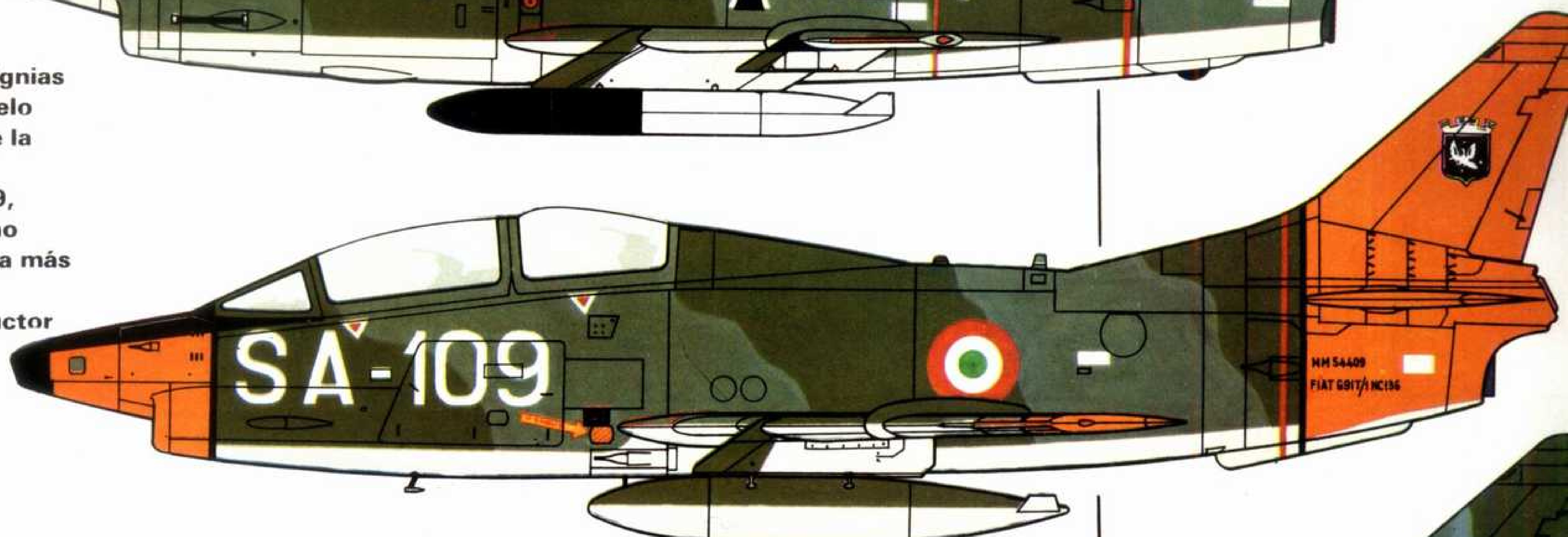


G.91R-1 de la 32a. Ala de Brindisi de la Aeronáutica Militar Italiana, unidad que en 1973 comenzó a sustituirlos con los G.91Y. El avión se muestra con los depósitos auxiliares

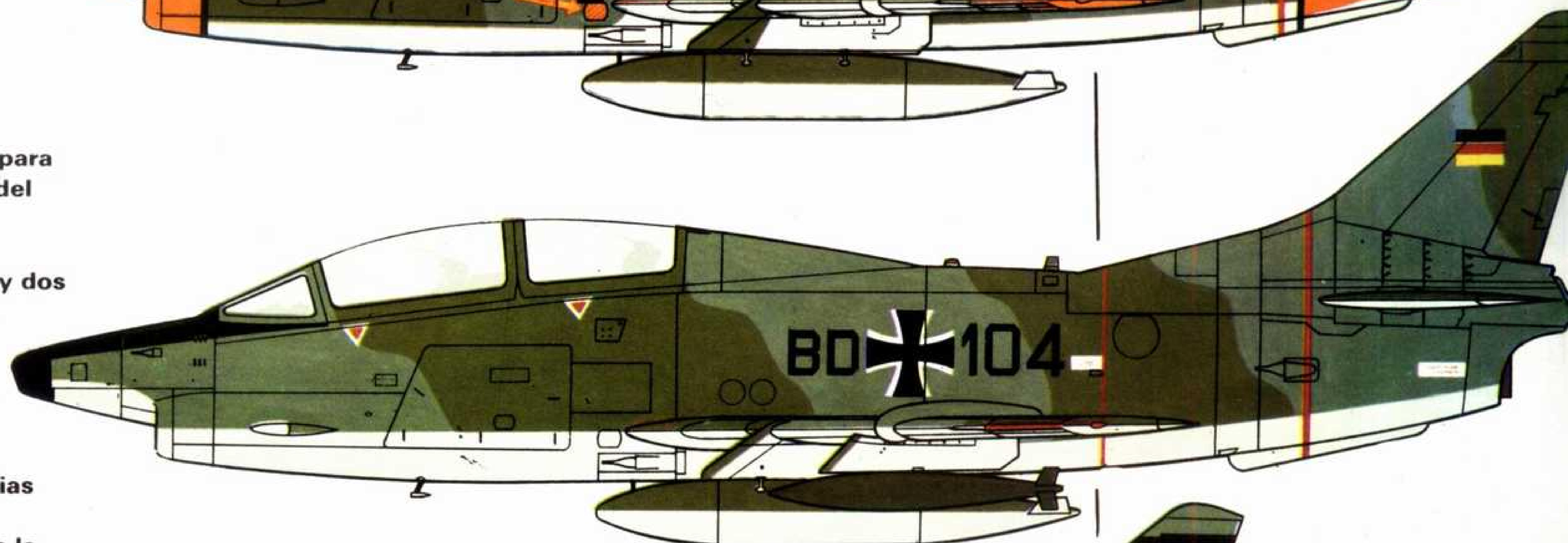
G.91R-3 con las insignias del Le.KampfGeschwader 44 de la Luftwaffe; se ilustra el avión siglado MD-116, con dos depósitos solamente aplicados a los pilones subalares



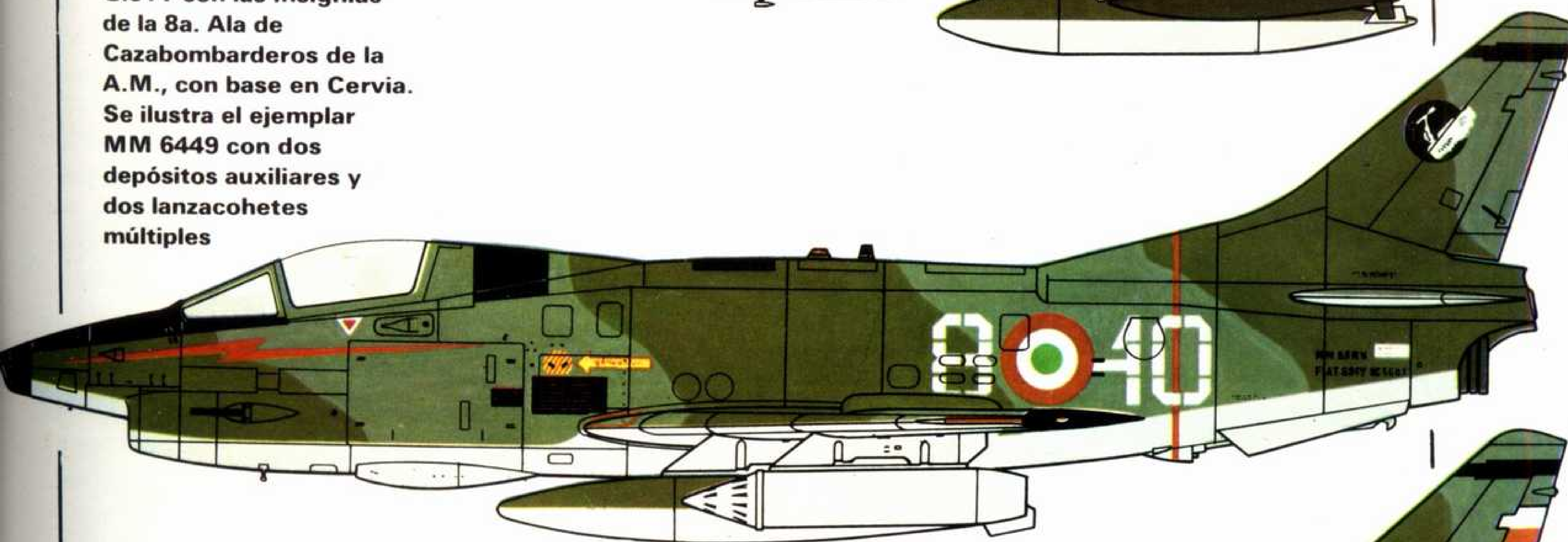
G91T-1, con las insignias de la Escuela de Vuelo Básico Avanzado de la A.M. Se ilustra el ejemplar MM 54409, NC-136, con el techo de la segunda cabina más alto para mejorar la visibilidad del instructor



G.91T-3, la variante para la aviación alemana del biplaza. El avión se muestra con dos depósitos auxiliares y dos bombas de ejercicio



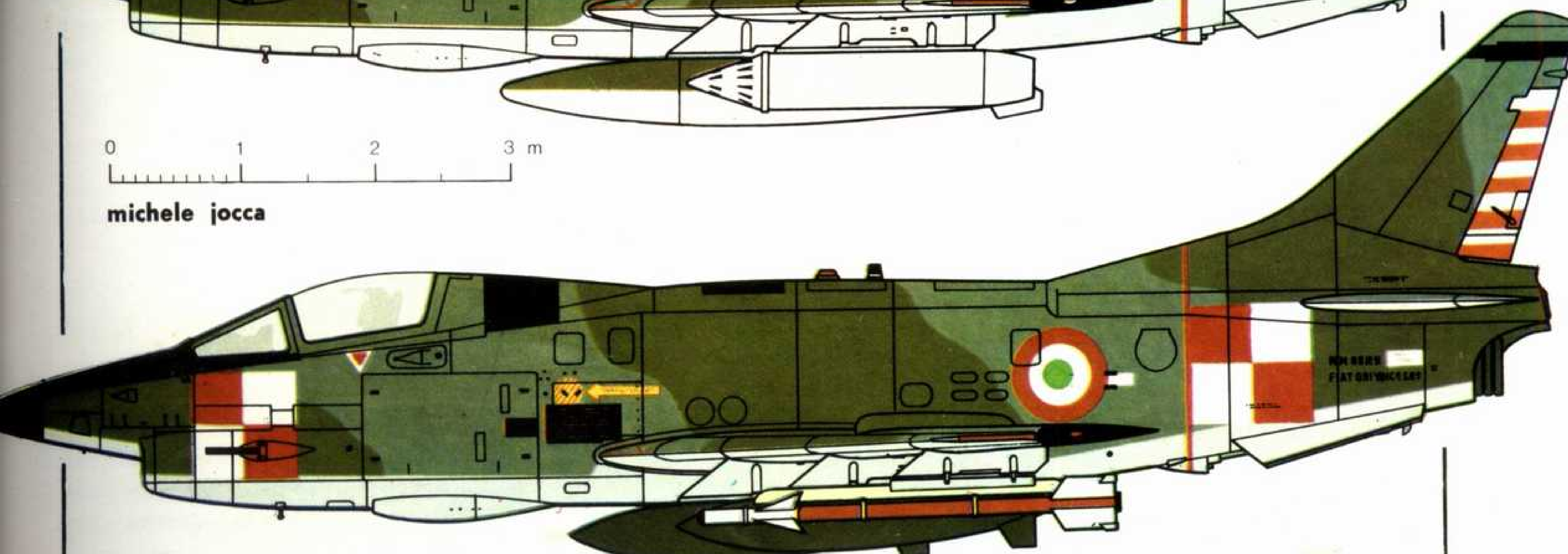
G.91Y con las insignias de la 8a. Ala de Cazabombarderos de la A.M., con base en Cervia. Se ilustra el ejemplar MM 6449 con dos depósitos auxiliares y dos lanzacohetes múltiples

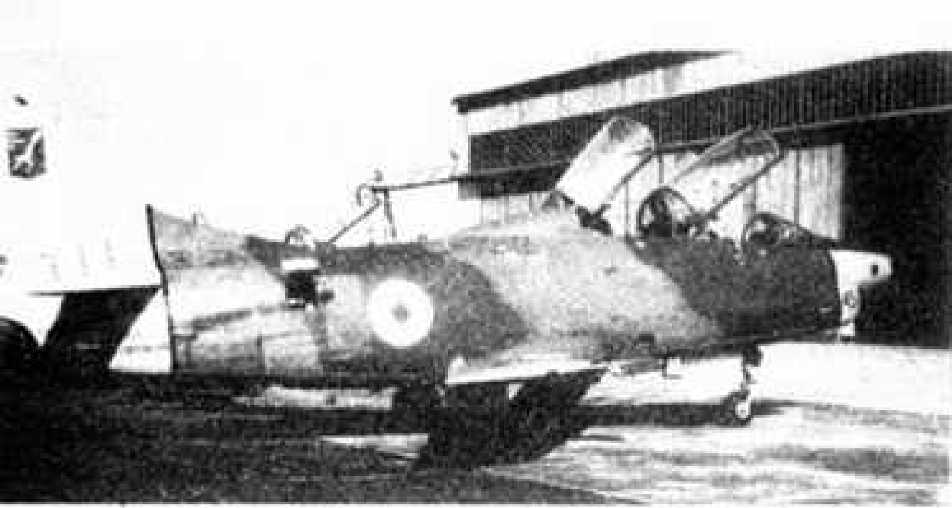


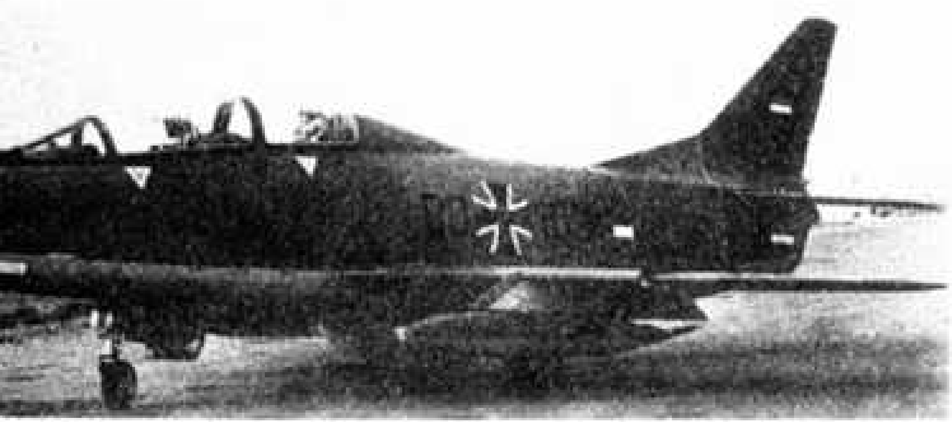
0 1 2 3 m

michele jocca

G.91YS, designación asignada al ejemplar modificado según los requisitos de la aviación suiza que incluyó al avión italiano en la gama de aparatos evaluados para la sucesión del cazabombardero Venom. Además de la nueva forma de la punta de la proa y el agregado de dos pilones para misiles aire-aire, las aletas ventrales en la cola habían sido llevadas a cuatro











En orden descendente: G.91 I de la Unidad Experimental de Vuelo durante la evaluación operativa. Un G.91T-3 (fabricado en Italia) de la 50a. Waffenschule de la Luftwaffe (Foto Fiat). G.91T-1 de la Escuela de Vuelo Básico Avanzado de Amendola. El primer prototipo del G.91Y, antes de la modificación en la toma de aire auxiliar, que luego fue dividida en dos en los costados; obsérvense los slats bajos.
Abajo, izquierda: Un G.91Y de la 8a. Ala con dos depósitos auxiliares (Foto Aeritalia). Más abajo: a la derecha: el G.91Y de serie modificado por contrato del gobierno suizo. Las modificaciones comprendían la adopción de otras dos aletas ventrales, de otros dos pilones para los misiles Sidewinder, y del sistema Saab de puntería radar, en la proa

(PHI, un IFF mejorado), tren de aterrizaje reforzado, frenos aéreos más grandes. Para Alemania se fabricó el G.91R-3, similar al R-1B pero con cuatro pilones alares y dos cañones DEFA de 30 mm en lugar de las cuatro ametralladoras. La versión R-4 (similar a ésta pero con el armamento del R-1), en cambio, había sido escogida por Grecia y Turquía que, sin embargo, terminaron no adoptando el avión, y también la versión biplaza, armada con dos ametralladoras, fue adoptada solamente por la aeronáutica italiana (76 T-1) y por la Luftwaffe (44 T-3).

Un nuevo planeamiento total llevó luego al G.91Y, que gracias al mayor empuje instalado (63 por ciento más), nuevos sistemas de construcción y una mejor aerodinamia, tuvo una carga útil incrementada en un 73 por ciento, con un peso vacío aumentado sólo un 24 por ciento, obteniendo, de este modo, ya sea considerables incrementos en el alcance, como una reducción de la distancia de decolaje con plena carga. Identificable externamente por su línea mejor acabada, la doble tobera y la aleta ventral dividida en dos, el G.91Y —cuyo prototipo voló el 27 de diciembre de 1966, confiado al comandante Sanseverino— estaba dotado de un equipamiento aéreo mucho más completo que el monomotor, y disponía de un armamento más poderoso y más flexible. La aeronáutica italiana ordenó 75 ejemplares de éste, mientras que no se concretó un pedido de Suiza, para la cual se había elaborado el G.91YS, con seis pilones alares en lugar de cuatro (los externos para misiles Sidewinder) y un nuevo sistema de control de tiro.

Su empleo

El 103 Grupo CTL fue constituido en agosto de 1958 en la base de Práctica de Mar y, al año siguiente, pasó al aeropuerto de Frosinone; en ese ciclo de "rodaje", los G.91 de preserie operaban desde pistas de tierra mejorada y también desde prados, comandados por pilotos italianos, americanos y de los países europeos de la NATO que deberían adoptar el avión. Esta actividad continuó luego desde la nueva serie de Istrana, con la participación en maniobras de fuego sobre el polígono de Maniago. Sin embargo, entre tanto habían cambiado algunos conceptos operativos, que preveían un poco utópicamente un apoyo logístico que debía efectuarse vía aérea a los destacamentos operativos de G.91 formados en pistas avanzadas; además, las grandes provisiones de aviones americanos a los países aliados hacían desistir a algunos de éstos de la decisión de adoptar el avión que, por lo tanto, entró en servicio sólo con la aeronáutica italiana (por un total de 128 ejemplares) y con la Luftwaffe (50 R-3 de fabricación Fiat, más 294 fabricados bajo licencia por una sociedad formada por Messerschmitt, Heinkel y Dornier: esta última se encargó también del montaje final). Los alemanes tomaron a cargo también los 50 G.91R-4, originariamente fabricados para Grecia y Turquía; y, posteriormente, desde 1965, los pasaron a Portugal, que equipó con ellos las Escadras 20a. y 21a., empleándolos contra los guerrilleros en sus posesiones africanas. Éste fue el último empleo bélico del G.91.

En Italia, el 103 Grupo pasó con los G.91 de preserie a la 2a. Brigada aérea que, en 1961, fue totalmente montada con el avión Fiat: sus Grupos 13 y 14 fueron los primeros que tuvieron los G.91R de serie, mientras que en octubre de 1961 se constituía la primera unidad operativa alemana, la Aufklärungsgeschwader 53, en Erding, y luego por la 54.

En cuanto al biplaza, los primeros G.91T-1 entraron en servicio en la Escuela de Vuelo Básico Avanzado de Amendola (Foggia) en diciembre de 1961 y, poco después, los G.91T-3 comenzaban a operar con la Waffenschule 50 en Fürstenfeldbruck que, con anterioridad había comenzado el adiestramiento de los pilotos alemanes en el monoplaza.

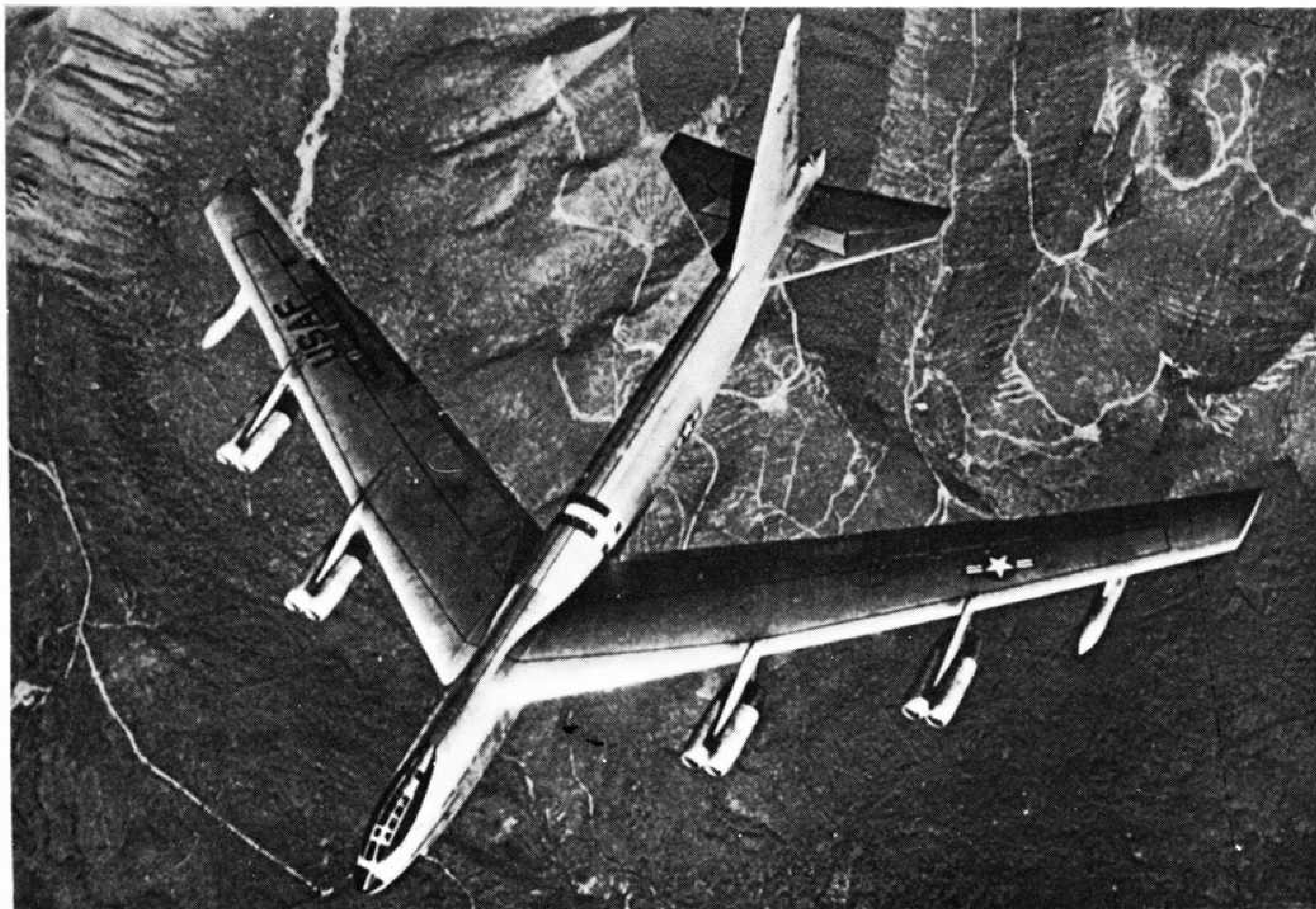
Posteriormente, con la disolución de la 2a. Brigada aérea, el 14 Grupo era agregado provisoriamente a la 51a. de caza todo tiempo, de la cual constituía el elemento CTL, mientras que con la constitución del 313 Grupo de Adiestramiento Acrobático, los aviones de preserie, modificados con la configuración PAN, pasaban a la actividad demostrativa. Los G.91R-1A y B eran asignados, entre tanto, a la reconstituida 2a. Ala CTL, basada en los Grupos 14 y 103, y al 13 Grupo que, en un principio autónomo, pasó luego a Brindisi como núcleo de la 32a. Ala CBL (Cazabombarderos Livianos); en Alemania el avión pasaba a equipar, entre tanto, los LekG 41 en Husum, en Silesia-Holstein y 42 en Pferdsfeld, en Renania-Palatinado, y los Jabo 43 en Oldemburgo, en Sajonia y 44 en Leipheim, en Baden-Bürttemberg.

El G.91Y equipa actualmente dos Alas de la aeronáutica italiana: la 8a., que comenzó sus actividades en 1970 en la base de Cervia, y la 32a., que en 1973 comenzó a sustituir a los G.91R con los nuevos birreactores, más aptos para la tarea (preferentemente de operaciones sobre el mar) confiada a esa unidad.





BOEING B-52
Stratofortress



El YB-52 (49-231), izquierda, fue el primer prototipo que voló; aquí está tomado en una fase de sucesivas experiencias con los nuevos depósitos suplementarios (Archivo Alata). Abajo, en orden descendente: fotografiado en tierra, el XB-52 (49-230) que voló diez meses después del roll-out sobrevolado sobre el aeropuerto de la Boeing en Seattle por el YB-52 (Archivo Bignozzi). Aterrizando, el YB-52 en la primera configuración. Son evidentes los sistemas de hipersustentación y los diversos elementos del tren de aterrizaje con trazo central (Archivo Alata)

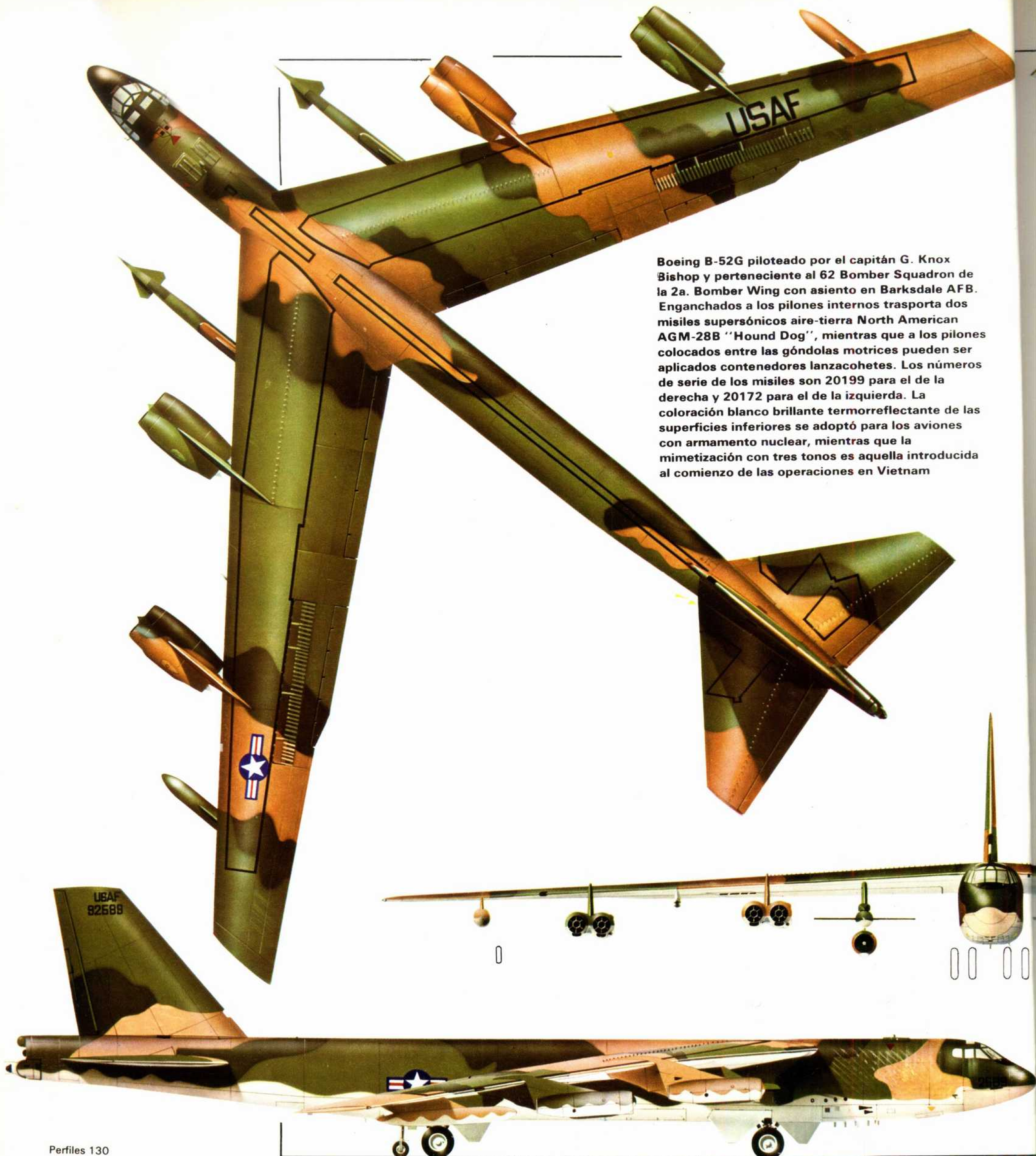




CARACTERÍSTICAS		XB-52 YB-52	B-52B	B-52D	B-52G	B-52H
Envergadura	m	56,388	56,388	56,388	56,388	56,388
Largo total	m	45,535	48,025	48,025	48,025	48,025
Altura	m	14,707 6,553 (2)	14,745	14,745	12,395	12,395
Superficie alar	m²	371,610	371,610	371,617	371,610	371,610
Peso vacío	kg	72 570	–	160 000	–	–
Peso total	kg	176 900	–	204 000	–	222 000
Peso con sobrecarga	kg	–	181 144	–	–	221 349 (3)
Velocidad máxima	km/h	895	–	1 040	–	1 038 1 014
a la altura de	m	12 192	–	12 000	–	0 12 192
Velocidad de crucero	km/h	–	–	940	–	909 (4)
Techo práctico	m	15 240 (1)	–	15 500	–	16 764
Alcance	km	8 369	–	13 500	–	19 312 (3)
Armamento de caída	kg	4 536	–	34 000	–	–
Armamento defensivo		–	4 x 12,7 mm o bien 2 x 20 mm	4 x 12,7 mm	4 x 12,7 mm	1 x 20 mm
Motores tipo Pratt & Whitney		YJ57-8-3	J57-P-19W	J57-P-29W	J57-P-43W	TF33-P-3
Empuje máximo en el decolaje	kg	8 x 3 946	8 x 5 493	4 x 5 493	4 x 6 242	8 x 7 711

1) con un peso de aproximadamente 116 000 kg; 2) con deriva replegada; 3) aproximado; 4) a la altura de 10 973 m

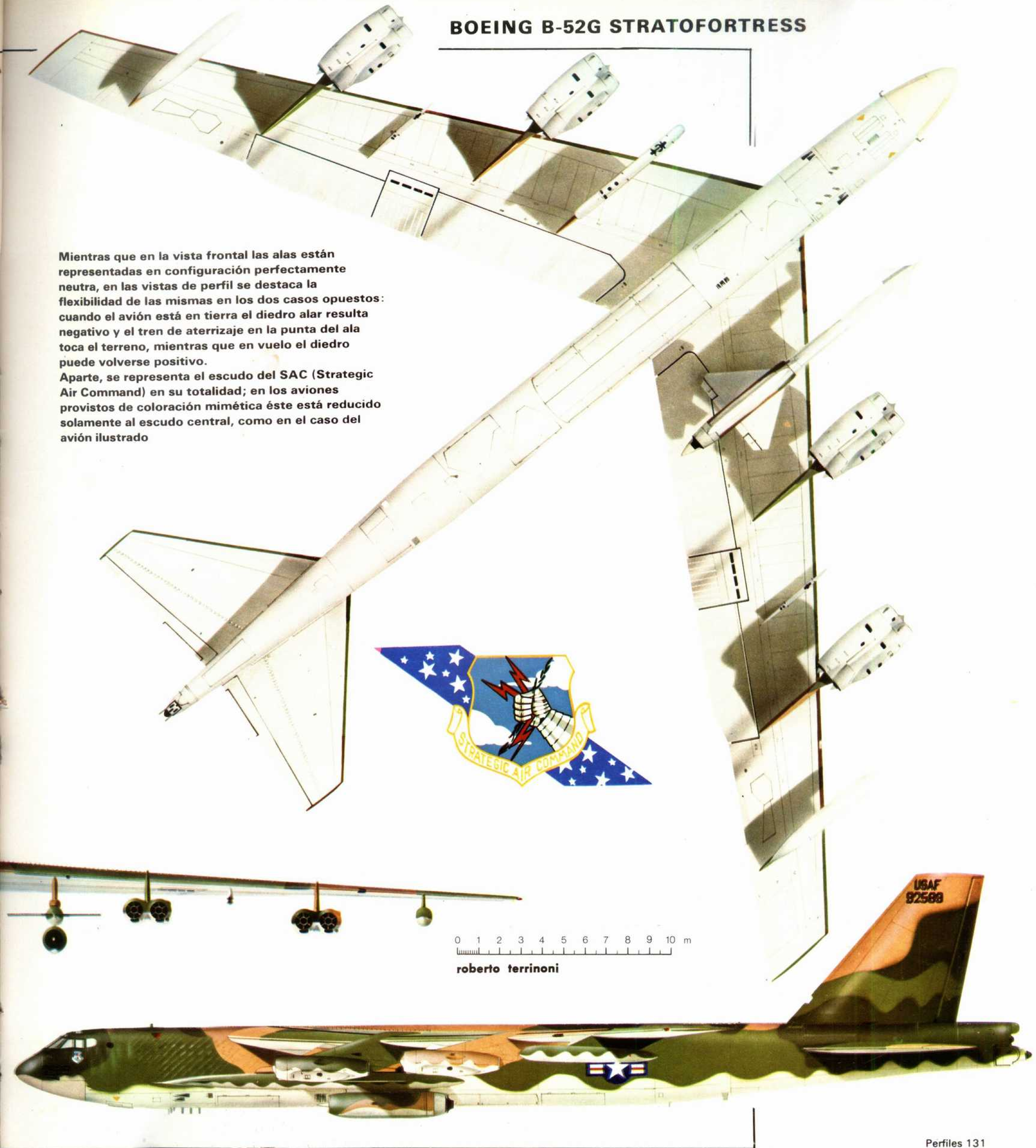
Siendo el máximo y posiblemente el último ejemplo del gigantismo en las construcciones aeronáuticas militares, el B-52 tuvo un origen que podría proporcionar un excelente motivo para un guión cinematográfico. El entusiasmo cada vez menor de la USAF por un bombardero intercontinental de turbohélice y por una reelaboración de reacción del mismo, de concepción no muy avanzada, performances bastante modestas y con la sigla XB-52, fue lo que decidió a un reducido pero selectísimo grupo de técnicos de la Boeing a realizar un proyecto general de un nuevo avión de reacción, conceptualmente

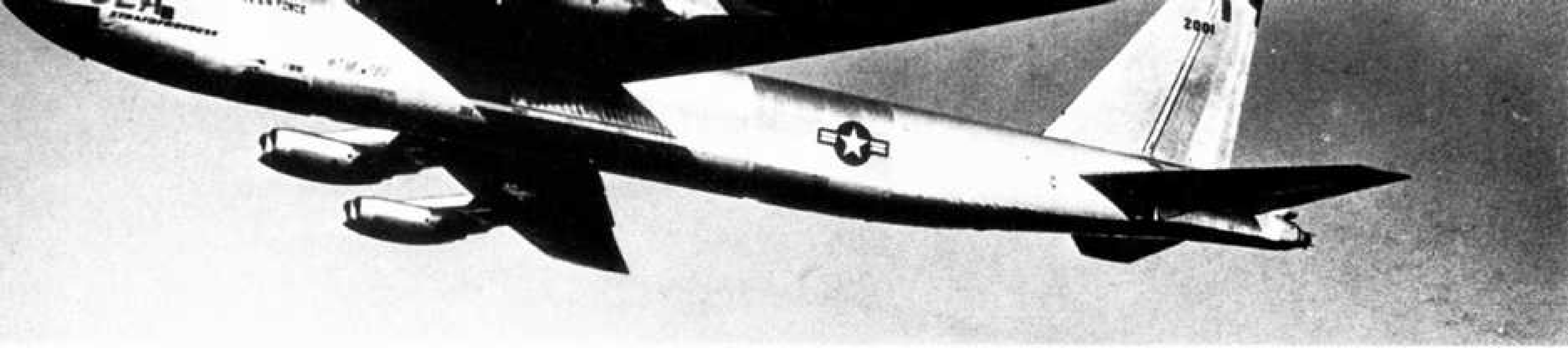


Boeing B-52G piloteado por el capitán G. Knox Bishop y perteneciente al 62 Bomber Squadron de la 2a. Bomber Wing con asiento en Barksdale AFB. Enganchados a los pilones internos trasporta dos misiles supersónicos aire-tierra North American AGM-28B "Hound Dog", mientras que a los pilones colocados entre las góndolas motrices pueden ser aplicados contenedores lanzacohetes. Los números de serie de los misiles son 20199 para el de la derecha y 20172 para el de la izquierda. La coloración blanco brillante termorreflectante de las superficies inferiores se adoptó para los aviones con armamento nuclear, mientras que la mimetización con tres tonos es aquella introducida al comienzo de las operaciones en Vietnam

BOEING B-52G STRATOFORTRESS

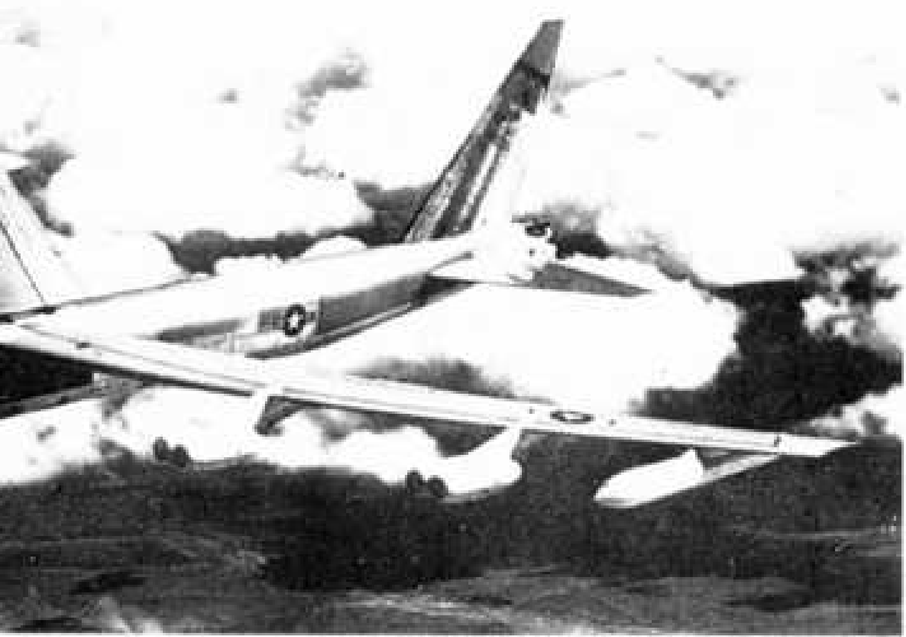
Mientras que en la vista frontal las alas están representadas en configuración perfectamente neutra, en las vistas de perfil se destaca la flexibilidad de las mismas en los dos casos opuestos: cuando el avión está en tierra el diedro alar resulta negativo y el tren de aterrizaje en la punta del ala toca el terreno, mientras que en vuelo el diedro puede volverse positivo.
Aparte, se representa el escudo del SAC (Strategic Air Command) en su totalidad; en los aviones provistos de coloración mimética éste está reducido solamente al escudo central, como en el caso del avión ilustrado













En orden descendente: el primer B-52A de serie (52-001) del que se fabricaron solamente tres ejemplares. Es evidente la forma definitiva de la cabina de pilotaje (Archivo Bignozzi). El penúltimo de los 27 RB-52B fabricados (52-8715); el avión lleva en la parte caudal del fuselaje la franja definitiva del SAC (Archivo Catalanotto). Un B-52B (53-394). La versión B fue la primera que adoptó la pintura blanca antirreflectante en el vientre del fuselaje y de las alas. El segundo ejemplar de producción B-52C (53-340) muestra los nuevos depósitos alares aumentados. Un B-52G aterrizando en el aeropuerto de Wichita (Kansas), sede del establecimiento Boeing donde fueron fabricadas las últimas versiones del bombardero, cuando se cerró la línea de producción en Seattle (Archivo Catalanotto)

mucho más próximo al hexarreactor B-47 "Stratojet" que a aquel que sería el directo rival del bombardero estratégico estadounidense, el cuatriturbohélice soviético Tupolev Tu-20.

La empresa —y aquí está lo novelesco— fue realizada por seis hombres en el trascurso de dos días y medio (y tres noches), en un hotel de Dayton. La USAF recibió con entusiasmo las propuestas de la Boeing para el nuevo bombardero de ocho reactores, designado Modelo 464-49 e ilustrado con un informe de 33 páginas escritas a máquina por una dactilógrafa de agencia y por un modelito de mesa en madera balsa realizado por George Schairer, responsable del proyecto aerodinámico del avión (como el de los anteriores B-29 y B-47). Luego se decidió a la revisión de los contratos, ya estipulados, para la provisión de dos prototipos XB-52. De todos modos debe subrayarse que el B-52 no nació como desarrollo del B-47 "Stratojet", ampliándolo con pantógrafo para exaltar su capacidad de carga, sino que su configuración fue determinada por la necesidad de utilizar de la manera más eficiente las posibilidades del turborreactor y, por lo tanto, es comprensible que resultara extremadamente similar a la del hexarreactor que lo había precedido.

El primero de los dos prototipos del Modelo 464-49 salió del taller experimental de la Boeing, en Seattle, el 29 de noviembre de 1951, comenzando una minuciosa serie de pruebas en tierra. El segundo prototipo, que se había convertido entre tanto en el YB-52, se unió al primero el 15 de marzo de 1952 y fue también el primer B-52 que voló, el 15 de abril siguiente, comandado por "Tex" Johnston. Después de los primeros pedidos de la USAF de enero de 1946, se coronaba así una empresa comenzada por los técnicos de la Boeing en junio de ese año.

Su técnica

El B-52 es un monoplano de ala alta con una marcada flecha, empenajes cruciformes también en flecha, tren de aterrizaje en tándem, de parantes múltiples, y reactores acoplados en góndolas colgadas del ala.

El ala, de proyecto aerodinámico y estructural particularmente avanzado, con modesta convergencia en planta y, por el contrario, muy marcada en espesor, está basada en un cajón de doble larguero dividido en cinco secciones principales: aquella que atraviesa el fuselaje; las internas, derecha e izquierda, a las cuales están colgadas las góndolas de los motores, y las externas, también derecha e izquierda. A esta estructura resistente están aplicadas las puntas de ala, los paneles del borde de ataque, los elementos dorsales móviles y los del borde de salida. El ala, con un ángulo de nada menos que 35° respecto del fuselaje y cuyos perfiles (que en la raíz llegan a un espesor máximo del 19,3 por ciento) presentan una compleja variación a lo largo de la envergadura, aloja en su interior la mayor parte de la carga de combustible y su revestimiento está constituido por paneles fresados, sostenidos por larguerillos y costillas. Las secciones internas del ala tienen el revestimiento dorsal y ventral de paneles de más de 21 m de longitud y cuyo espesor, en la raíz, es de aproximadamente un centímetro: pero no obstante las grandes secciones de sus elementos resistentes, el ala es extremadamente flexible y del diedro negativo que ésta presenta cuando el avión está detenido en tierra (especialmente con los depósitos alares llenos) se pasa, en vuelo, a un marcado diedro positivo. Se debe recordar que la flecha con la carga de las puntas de alas resultó de aproximadamente 10 metros, durante la ejecución de las correspondientes pruebas estáticas.

Disruptores dorsales, dispuestos aproximadamente en correspondencia con las góndolas externas de los motores, y con una superficie total de casi 14 m^2, y alerones (de alrededor de 10 m^2) colocados apenas en la parte externa de las góndolas motrices internas, constituyen las superficies de control lateral. Entre el fuselaje y las góndolas motrices internas, y entre éstas y las externas, se extienden los amplios hipersustentadores de deslizamiento, de alrededor de 74 m^2 de superficie, divididos en cuatro elementos de modo que se eviten las descargas de los reactores.

El fuselaje tiene una sección aproximadamente cuadrangular con esquinas redondeadas y está constituido por cuatro elementos estructurales fundamentales: la gran trompa, presurizada y basada en dos planos (en el superior están dispuestos el puesto de pilotaje y el del especialista de las contramedidas electrónicas y en el inferior están alojados el navegante y el bombardero); la sección central, de sección constante, en cuyo vientre están dispuestos el compartimiento de bombas y aquéllos en los cuales se retraen los parantes del tren de aterrizaje principal, mientras que el dorso (atravesado por la sección central del ala) aloja hasta cinco depósitos de combustible; el cono posterior, que desde los parantes posteriores del tren de aterrizaje se extiende hasta los planos de cola; y el cono terminal, con el eventual puesto presurizado del artillero de cola unido a la cabina de proa por una pasarela (no presurizada) que corre a lo largo del lateral derecho del fuselaje, el alojamiento del paracaídas, freno de cinta, y el armamento defensivo de popa.

Los planos de cola tienen superficies móviles muy reducidas y de elevado alargamiento, articulados (los dos semielevadores) a un estabilizador con ángulo regulable entre +7° y −6°, caracterizado por una fuerte flecha, por un reducido alargamiento y por una marcada convergencia; el timón está unido a la deriva, también, como el estabilizador, con estructura de triple larguero, rebatible horizontalmente sobre el costado para facilitar su ubicación en el hangar, de considerable altura y alargamiento, y marcadamente convergente en las versiones anteriores a la G y la H. No obstante la gran mole y el elevadísimo peso del avión, tanto el timón como el elevador (igual que los alerones) son comandados manualmente mediante servoaletas.

El tren de aterrizaje, de tipo en tándem, está basado en cuatro parantes, cada uno con dos ruedas

de 1,42 x 0,41 m, colocadas una al lado de la otra, que pueden girar 20° a la derecha y a la izquierda, tanto para permitir las evoluciones del avión sobre el terreno, como para lograr su aterrizaje con considerables componentes de viento de través. La limitada distancia entre ejes (alrededor de 3,5 m) hace necesaria, sin embargo, la adopción de parantes laterales estabilizadores de una sola rueda, que se retraen en el vientre de las semialas externas, a 22 m aproximadamente de la línea media del avión.

Los motores del B-52 (excepto para la versión H, provista de turborreactor de doble flujo TF33-P-3) son los dos árboles Pratt & Whitney J 57, pertenecientes a versiones cada vez más perfeccionadas paralelamente a la evolución del avión, e instalados en forma acoplada en góndolas subalares realizadas con un intenso empleo de titanio y de aceros de alta resistencia e inoxidables. Con un compresor de baja presión y nueve etapas, seguido por uno de alta presión y siete etapas, ocho cámaras de combustión intercomunicadas alojadas en un contenedor anular, turbina de alta presión de una etapa, y de baja presión de dos etapas, el reactor Pratt & Whitney es, quizás, el más significativo representante de la segunda generación de turborreactores realizados por la industria americana, como está comprobado por su intenso empleo en aviones comerciales (como el Boeing 707 y el DC-8), y militares (como, además del B-52, los caza F-100, F-101, F-102, A-4D y F-8U, y el bombardero birreactor embarcado A3D).

Los equipos de a bordo del B-52 hacen posible el empleo del avión por parte de una tripulación de seis personas solamente. El de alimentación desemboca en un conjunto de depósitos, integrales y flexibles en el ala y flexibles en el fuselaje, cuya capacidad (integrada, si fuera necesario, por grandes depósitos desenganchables externos en instalaciones subalares, cerca de las puntas, de más de 11000 litros cada uno) llega hasta un total de nada menos que 174000 litros. En el dorso del fuselaje, inmediatamente a espaldas del puesto de pilotaje, está dispuesto el empalme para el reabastecimiento en el vuelo.

El armamento del B-52 nunca fue dado a conocer oficialmente y, naturalmente, varía en forma considerable al variar el radio de acción, pero ya en 1966 varios ejemplares del bombardero Boeing fueron modificados para poder trasportar más de 27 toneladas de bombas en cortas distancias. El único puesto defensivo del B-52 está constituido, por el contrario, por la torreta caudal, provista de cuatro armas de 12,7 mm, salvo en la última versión realizada; la H está provista en cambio, de un cañón de 20 mm con seis caños giratorios. La torreta de popa está unida al fuselaje mediante cuatro pernos explosivos, de modo que le permita al artillero abandonar el puesto en condiciones de emergencia, y lanzarse con paracaídas.

Su evolución

El segundo prototipo del bombardero Boeing, o YB-52, fue seguido por el primero, o XB-52, que efectuó su primer vuelo el 2 de octubre de 1952, casi seis meses más tarde que el avión que debería seguirlo. El XB-52, en efecto, había sido retenido en tierra por alrededor de diez meses, habiendo efectuado el "roll-out" el 29 de noviembre de 1951, mientras que en el taller experimental se le aportaban muchas modificaciones que, para no retrasar el comienzo del programa de pruebas de vuelo, no habían sido introducidas en el segundo prototipo.

El primer "Stratofortress" de serie fue el B-52A, originariamente ordenado en trece ejemplares, pero cuya producción se detuvo en el tercer avión, que tuvo el fuselaje alargado alrededor de 1,2 m y los puestos de pilotaje dispuestos uno al lado del otro, con la desaparición de la capota trasparente biplaza en tándem adoptada en los prototipos. Los B-52A, a pesar de estar provistos del armamento defensivo caudal, no tuvieron equipos para la navegación y el bombardeo y, después de haber comenzado los vuelos el 5 de agosto de 1954, fueron entregados a la USAF que luego los devolvió a la casa constructora; de este modo, ésta dispuso de una adecuada cantidad de aviones para la ejecución de un minucioso y extensísimo programa de pruebas. Al finalizar esta actividad, los tres aviones fueron consignados nuevamente a la USAF que, sin embargo, no los destinó a ninguna unidad operativa, pero los utilizó, en cambio, para empleos especiales, entre ellos el de avión nodriza (NB-52A) para el avión cohete North American X-15, colgado de un pilón subalar dispuesto entre el fuselaje y la góndola interna derecha de los reactores. El costo de los tres B-52A fue extremadamente elevado (casi treinta millones de dólares de la época por ejemplar), pero debe destacarse que en cada uno de los aviones terminó cargándose una gran cuota de gastos para los equipos de producción y la puesta a punto operativa.

Los cincuenta B-52B que siguieron (y de los cuales diez habían sido ordenados originariamente como B-52A) vieron la trasformación del bombardero en avión de reconocimiento estratégico, dado que 27 de éstos fueron modificados para recibir en el compartimiento de bombas la cápsula presurizada biplaza realizada por la Aeronca, que contenía perfeccionados aparatos de radar y cámaras fotográficas. Así como en la versión anterior, los reactores fueron provistos de sistemas para la inyección de agua, de modo que permitiera empujes más elevados en el decolaje, que se habían vuelto necesarios debido al aumento del peso máximo del avión, y también dos B-52B fueron modificados para la NASA, para funcionar como aviones nodriza; los B-52B fueron, además, los primeros que adoptaron la pintura blanca antirreflectante para las superficies inferiores, que se volvería una característica de los bombarderos nucleares.

Los B-52C, de los cuales el primero voló el 9 de marzo de 1956, fueron realizados en 35 ejemplares, y resultaron extremadamente similares al B-52B. Aun pudiendo ser empleados en misiones de reconocimiento, no llevaron en su sigla la R correspondiente; tuvieron depósitos de mayor capacidad, que permitieron características de alcance más elevadas. El B-52D fue fabricado, en cambio, en 170 ejemplares, como bombardero, y fue totalmente similar al B-52C, a pesar de estar provisto de equipos electrónicos más avanzados. Es interesante destacar que el precio de este avión, de los cuales el primer ejem-



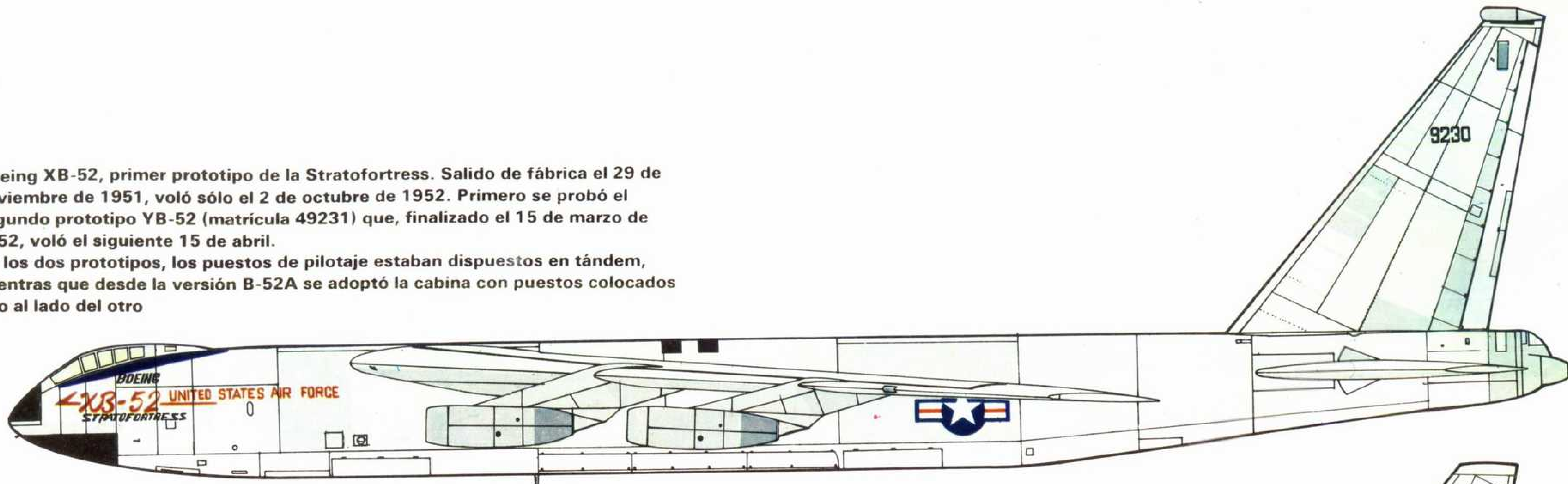




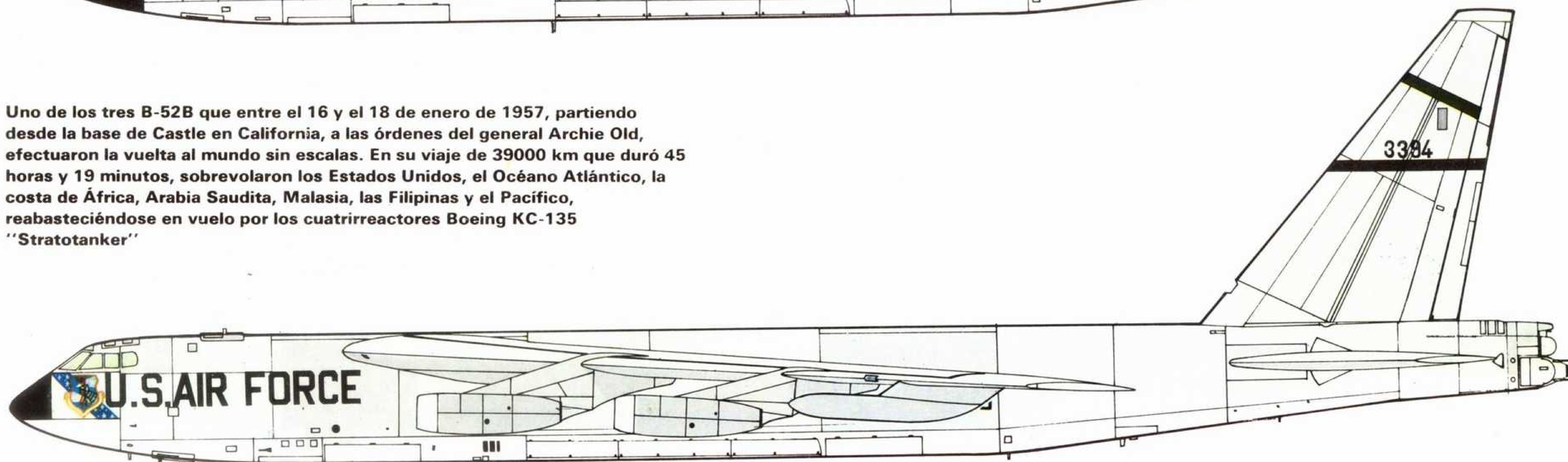


En orden descendente: un B-52, probablemente de la versión C o D, en un aeropuerto asiático durante el conflicto vietnamita. Los aviones asumieron la coloración mimética. La instalación de los misiles Hound Dog en un B-52G. Un B-52H volando sobre la base experimental de Edwards, en California. Obsérvense las menores dimensiones de los empenajes respecto de las series anteriores hasta la F. La modificación fue introducida con la versión G (USAF). Un B-52 con los cuatro misiles Skybolt y los nuevos motores con ventilador entubado; posteriormente el programa Skybolt fue abandonado. Obsérvese en la proa la insignia del S

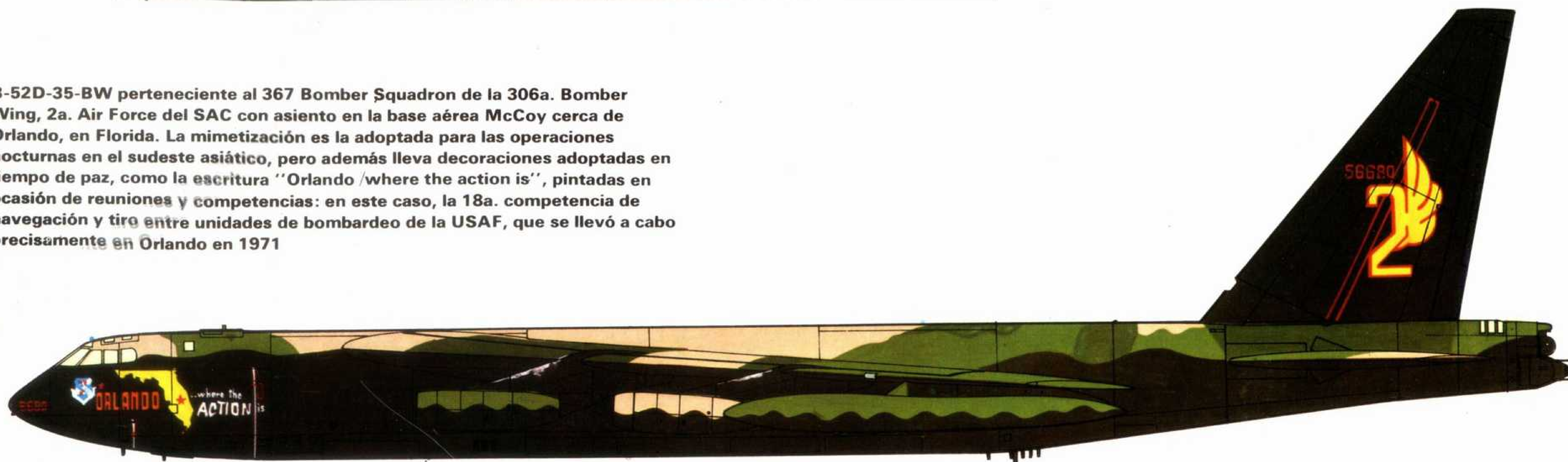
Boeing XB-52, primer prototipo de la Stratofortress. Salido de fábrica el 29 de noviembre de 1951, voló sólo el 2 de octubre de 1952. Primero se probó el segundo prototipo YB-52 (matrícula 49231) que, finalizado el 15 de marzo de 1952, voló el siguiente 15 de abril.
En los dos prototipos, los puestos de pilotaje estaban dispuestos en tándem, mientras que desde la versión B-52A se adoptó la cabina con puestos colocados uno al lado del otro

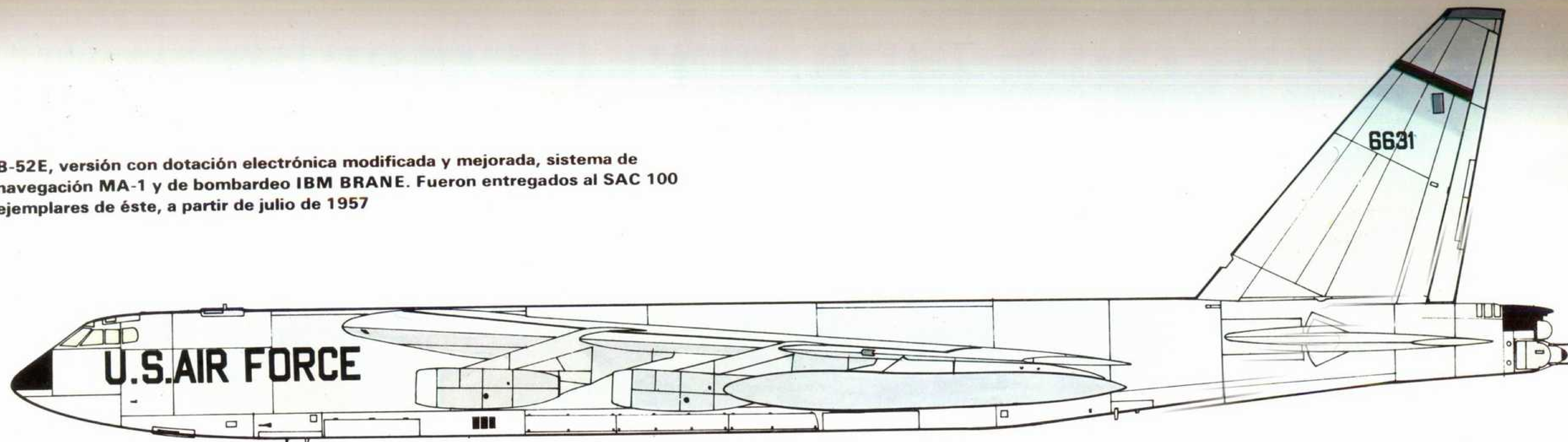


Uno de los tres B-52B que entre el 16 y el 18 de enero de 1957, partiendo desde la base de Castle en California, a las órdenes del general Archie Old, efectuaron la vuelta al mundo sin escalas. En su viaje de 39000 km que duró 45 horas y 19 minutos, sobrevolaron los Estados Unidos, el Océano Atlántico, la costa de África, Arabia Saudita, Malasia, las Filipinas y el Pacífico, reabasteciéndose en vuelo por los cuatrirreactores Boeing KC-135 ''Stratotanker''

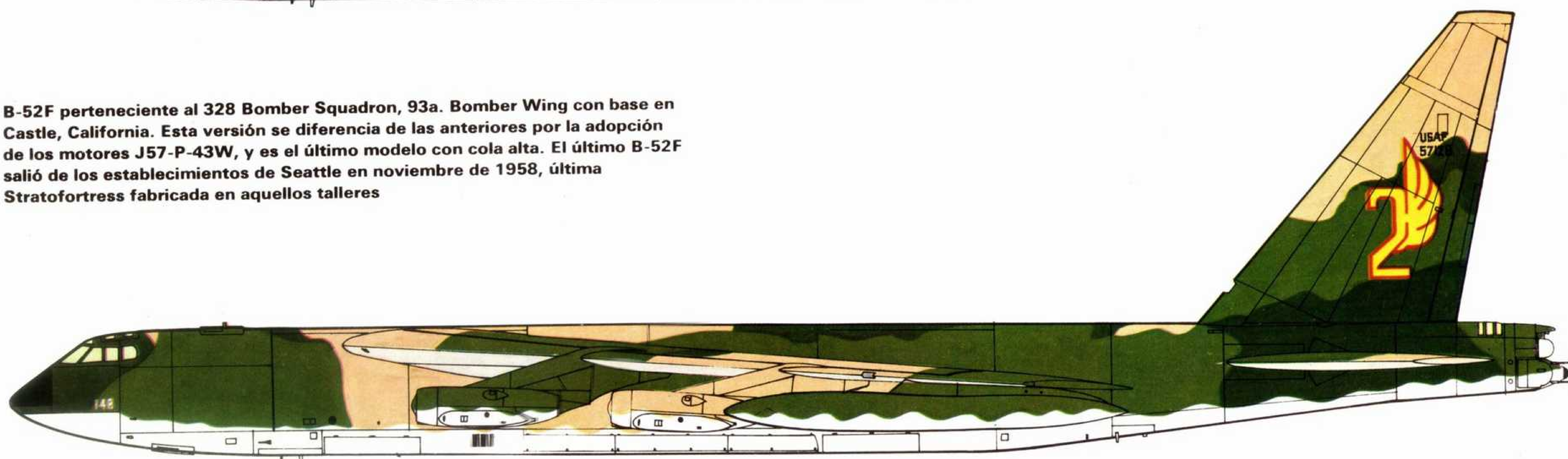


B-52D-35-BW perteneciente al 367 Bomber Squadron de la 306a. Bomber Wing, 2a. Air Force del SAC con asiento en la base aérea McCoy cerca de Orlando, en Florida. La mimetización es la adoptada para las operaciones nocturnas en el sudeste asiático, pero además lleva decoraciones adoptadas en tiempo de paz, como la escritura ''Orlando /where the action is'', pintadas en ocasión de reuniones y competencias: en este caso, la 18a. competencia de navegación y tiro entre unidades de bombardeo de la USAF, que se llevó a cabo precisamente en Orlando en 1971





B-52E, versión con dotación electrónica modificada y mejorada, sistema de navegación MA-1 y de bombardeo IBM BRANE. Fueron entregados al SAC 100 ejemplares de éste, a partir de julio de 1957



B-52F perteneciente al 328 Bomber Squadron, 93a. Bomber Wing con base en Castle, California. Esta versión se diferencia de las anteriores por la adopción de los motores J57-P-43W, y es el último modelo con cola alta. El último B-52F salió de los establecimientos de Seattle en noviembre de 1958, última Stratofortress fabricada en aquellos talleres



B-52H, última versión de la Stratofortress realizada en 1960 y fabricada hasta junio de 1962 en los establecimientos de Wichita. Difiere del tipo G por los motores de doble flujo y en el armamento de popa, totalmente nuevo con la instalación del cañón Vulcan de 20 mm. Esta versión está preparada para el lanzamiento de cualquier tipo de misil; en la ilustración se representa el lanzamiento de un Boeing AGM-69A SRAM en una de sus primeras pruebas (de aquí la escritura 062-TEST-4 en el portillo del depósito de bombas). En la dotación estándar, cada B-52 trasporta 20 SRAM: ocho en el depósito de bombas montados en un lanzador múltiple giratorio, y doce en los pilones alares. Obsérvese la ministar, distintivo de nacionalidad de dimensiones reducidas (ilustrado aparte porque está cubierto por el depósito alar) adoptado durante las operaciones en Vietnam

roberto terrinoni









En orden descendente: otro B-52H volando con los misiles Skybolt. Se puede observar la nueva disposición del armamento defensivo en la popa: un cañón con caños giratorios telecomandado (Archivo Catalanotto). Uno de los B-52A fue trasformado en NB-52A para el trasporte en altura y el desenganche del avión-cohete X-15 (Archivo Pafi). El mismo avión fue utilizado posteriormente para llevar en vuelo y lanzar los "Lifting Body" de la Martin. En la fotografía, uno de estos aviones experimentales, el M2-F2, colgado del pilón especial debajo del ala del B-52 (Archivo Bignozzi). Muchos B-52, casi todos pertenecientes a la serie E, fueron modificados para experimentar en vuelo prototipos de turborreactores y otros sistemas. Aquí el B-52 utilizado para las pruebas del turbofán General Electric CF-6 (Archivo Bignozzi)

plar voló el 14 de mayo de 1956, se redujo a poco más de 6,5 millones de dólares, gracias al hecho de que la fabricación en serie ya estaba encaminada.

El B-52E, similar al D pero con equipos electrónicos más perfeccionados, fue realizado en 100 ejemplares, a aproximadamente seis millones de dólares cada uno, y uno de éstos sería trasformado (convirtiéndose en el NB-52E CCV) para la NASA, con el agregado de aletas canard y de lastre movible en vuelo, para la realización de experiencias en aviones de configuración definida por las exigencias de controlabilidad. El B-52E también fue utilizado como vector de misiles aire-superficie, para la puesta a punto del armamento ofensivo de las siguientes versiones G y H, y para el estudio y perfeccionamiento de los procedimientos de penetración a baja altura, para eludir los radares enemigos. El B-52F que le siguió, fabricado en 99 ejemplares, fue el último de los bombarderos gigantes Boeing que salió de la fábrica de Seattle (la cual fabricó 44 de éstos, sumados a los dos prototipos, a los B-52A, B-52B, B-52C, a 101 B-52D y 42 B-52E), y fue totalmente similar a los últimos modelos que lo habían precedido, salvo por la eliminación de los generadores movidos por turbinas de aire, sustituidas con los recién llegados Sundstrand de velocidad constante.

Sólo las últimas dos versiones del B-52, la G y la H, realizadas en el establecimiento de Wichita en 193 y 102 ejemplares respectivamente, introdujeron una modificación en la configuración del gran bombardero que puede notarse con un examen exterior, adoptando un nuevo empenaje vertical de altura, superficie, alargamiento y relación de convergencia considerablemente inferiores a los del plano de cola de todos los anteriores B-52. En los B-52G y H, de la estructura alar se obtuvieron además depósitos integrales de combustible ("ala mojada"), con el puesto defensivo caudal controlado a distancia mediante radar y televisión de circuito cerrado, por el artillero alojado en la sección anterior del fuselaje. Además, los B-52G y H están preparados para el trasporte de armamento ofensivo basado en armas teledirigidas (misiles Hound Dog y SRAM), y los motores de los primeros, suspendidos de pilones subalares entre el fuselaje y las góndolas motrices internas, pueden ser empleados en la fase de decolaje, para facilitar el despegue del gran bombardero. El empleo del B-52 como plataforma de tiro para misiles balísticos fue abandonado, en cambio, con la cancelación del programa "Skybolt", mientras que los B-52G y H, al igual que versiones anteriores de la Stratofortress, pueden ser provistos de muchos misiles contramedidas para confundir a las defensas enemigas. El B-52H adoptó, por último, turborreactores con ventiladores entubados más potentes, en góndolas con descargas separadas para el chorro caliente y el frío, y un armamento defensivo constituido por un cañón de 20 mm con seis caños giratorios, en una torreta Emerson.

Su empleo

A pesar de haber sido el único, entre los bombarderos estratégicos estadounidenses posteriores al B-29, que fue empleado en acciones bélicas, el B-52 nunca fue utilizado, sin embargo, para las misiones a las cuales estaba destinado y, por lo tanto, es comprensible que éste haya resultado ser un arma desproporcionadamente costosa en relación con los resultados obtenidos, siendo éstos bastante modestos.

La Stratofortress, antes de que comenzara a ser empleada en el sudeste asiático en junio de 1965, fue protagonista de varios vuelos importantísimos, entre ellos aquel concluido el 18 de enero de 1957, cuando tres B-52B concluyeron un vuelo alrededor del mundo, cubriendo más de 39000 km a un promedio superior a los 830 km/h. Del 10 al 11 de enero de 1962 un B-52H, volando de Okinawa a Madrid, estableció el record mundial de distancia en línea recta (sin reabastecimiento en vuelo), con 20168,78 km y, del 6 al 7 de junio, otro B-52H conquistó el record mundial de distancia en circuito cerrado, cubriendo 18245,05 km.

Misiones de excepcional duración (inclusive de alrededor de 70 horas) fueron cumplidas por los B-52 del Strategic Air Command, representando una pesada amenaza nuclear en el cuadro del equilibrio del terror, pero la llegada de los misiles estratégicos, aun con todas las limitaciones típicas de las armas teledirigidas, indicó claramente que los días del gran bombardero estratégico se encaminaban hacia el ocaso. El empleo de los B-52 en los cielos vietnamitas no fue, en efecto, particularmente afortunado, resultando además extremadamente costoso, a pesar de que la Stratofortress (empleada, por otra parte, con una capacidad ofensiva bastante reducida, no habiendo utilizado jamás las armas termonucleares para las cuales había sido concebida) constituyó posiblemente el más eficaz medio de presión del cual los estadounidenses pudieron disponer en las gestiones parisienses con los representantes norvietnamitas.

La culminación de la ofensiva de los B-52, provistos de un armamento de caída de tipo tradicional aunque superior a las 14 toneladas, contra los puertos de Hanoi y de Haifong, principales objetivos de Vietnam del Norte, se logró en el invierno de 1972 y, si bien por un lado los blancos fueron dañados tan gravemente que bloquearon prácticamente el flujo de provisiones en los citados puertos, por el otro estas operaciones aéreas (que lamentablemente provocaron también dolorosas pérdidas civiles) costaron muchísimo a las unidades de bombardeo de la USAF. En efecto, del 18 al 28 de diciembre de 1972 fueron derribados en los cielos norvietnamitas nada menos que quince B-52 y, es probable que por lo menos otros seis aviones hayan sido dañados tan gravemente, que se perdieron al regresar a la base. Las operaciones en el sudeste de Asia habían llevado, con anterioridad, a la pérdida de unos diez B-52, en su mayoría víctimas de accidentes y debe señalarse que, no obstante su abundante dotación de aparatos para contramedidas electrónicas, las Strafofortress encontraron su más mortífero enemigo en el misil tierra-aire SAM, mientras que los aviones de interceptación MiG-21, que sufrieron pérdidas por obra de los B-52, nunca lograrían derribar ninguno de éstos.

LOCKHEED F-104
Starfighter



A más de dos años de distancia del primer vuelo (7 de febrero de 1954) fueron cedidas las primeras imágenes no retocadas (izquierda), del prototipo XF-104 (53-7786). La toma de aire carecia de los difusores cónicos, introducidos en un segundo tiempo (Sport & General). Abajo, en orden descendente: uno de los 15 aviones de preserie YF-104A, el matriculado 55-2969, utilizado por el capitán Walter W. Irwin del 83 Fighter Interceptor Squadron, para batir el record de velocidad, el 23 de mayo de 1958. La primera versión operativa del Starfighter, el avión de interceptación F-104A, armado con dos misiles Sidewinder agregados al cañón con caños giratorios Vulcan (Archivo Bignozzi). Decolando, el primer biplaza con doble comando F-104B destinado a los cambios operativos





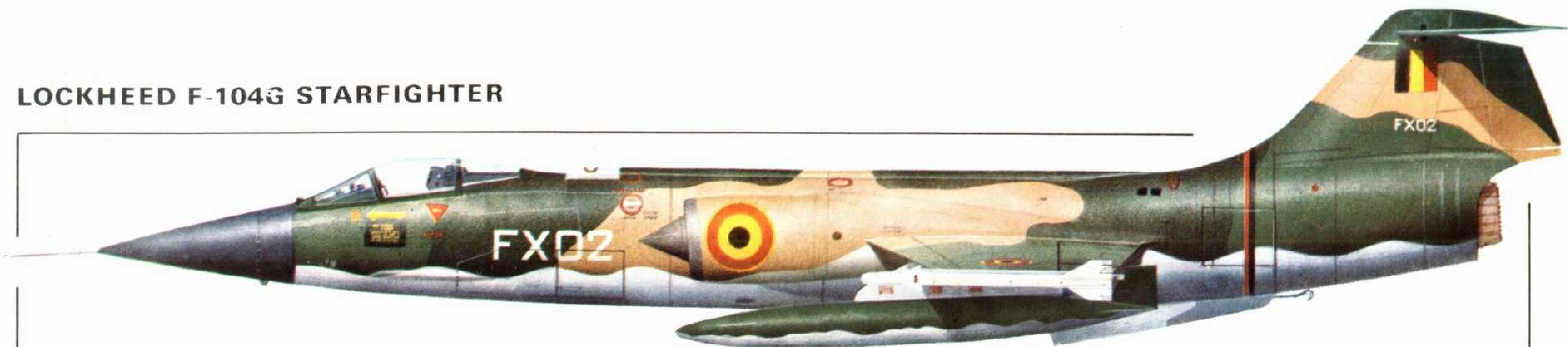
CARACTERÍSTICAS		F-104A	F-104C	F-104G	TF-104G	F-104S
Envergadura	m	6,680	6,680	6,680	6,680	6,680
Largo total	m	16,668	16,668	16,688	16,668	16,668
Altura	m	4,114	4,114	4,114	4,114	4,114
Superficie alar	m²	16,630	16,630	18,218	18,218	18,218
Peso vacio	kg	5 289	5 722	6 486	6 434	6 620(7) 6 607(8
Peso total	kg	9 166	9 299	9 000	—	9 675(7) 9 790(8
Peso con sobrecarga	kg	10 169	10 701	11 352	11 858	14 061(7) 14 061
Velocidad máxima	km/h	2 446(3) 2 018(4)	2 494(3) 1 352	2 494(3) 2 124(4) 1 472	2 253	2 253
a la altura de	m	10 668	12 192 0	12 192 12 193 0	10 973	10 973
Velocidad inicial de trepada	m/seg	76,2	203,2	254	254	230(14) 280(12
Trepada a la altura de	m	—	15 240	10 668 14 997	—	10 668 17 069
en el tiempo de		—	5'40"	1'30" 6'30"	—	1'15"(13) 2'40"
Techo práctico	m	18 288	16 764	16 764	—	17 678
Radio de acción	km	933(11)	724(8)	1 110(6)	954	1 247(10)
Alcance	km	3 541(9)	3 089(9)	3 200(5)	—	2 921(9)
Motor tipo General Electric		J79-GE-3B	J79-GE-7	J79-GE-11A	J79-GE-11A	J79-GE-19
Empuje máximo en el decolaje	kg	4 354(1) 6 713(2)	4 536(1) 7 167(2)	4 536(1) 7 167(2)	4 536(1) 7 167(2)	5 029(1)' 8 120(2

1) sin combustión posterior; 2) con combustión posterior; 3) avión limpio, para corta duración; 4) velocidad estabilizada; 5) de traslado, con 6 593 litros de combustible; 6) con depósitos externos por un total de 2 382 litros; 7) como avión de interceptación todo tiempo; 8) como cazabombardero; 9) alcance de traslado; 10) con carga máxima de combustible; 11) con depósitos externos; 12) como cazabombardero, dato aproximado por defecto; 13) como avión de interceptación con dos Sparrow; 14) como avión de interceptación con dos Sparrow, dato aproximado por defecto.


Las experiencias de la guerra de Corea, habían llevado a los pilotos americanos a solicitar aviones de caza que tuviesen "velocidad, luego velocidad y aun más velocidad". Debido a esto la USAF publicó en la primavera de 1952, las especificaciones para un nuevo avión de excepcionales performances. Entre las soluciones propuestas por las diversas casas que compitieron en el aventurado programa, se impuso la presentada por la Lockheed, fuerte del experto núcleo de proyectistas dirigido por Clarence "Kelly" Johnson, creador de aviones famosos como el P-38 "Lightning" y dispuesto a tomar en consideración aun las soluciones más futuristas y menos ortodoxas. En efecto, la dificultad del tema era tal que se exploró una gama de soluciones increíblemente vasta, con alas en flecha y en delta, propulsión de cohete, planos verticales colocados en las puntas de las alas, cabina "embutida" en el cuerpo del fusela-



LOCKHEED F-104G STARFIGHTER







F-104G de la Royale Force Aérienne Belge, ejemplar utilizado por el capitán Jacobs para exhibiciones acrobáticas como ''solista'' en las demostraciones aéreas.
La aviación belga tiene dos Wing basadas en Starfighter: la 1a. (caza todo tiempo) con base en Beauvechain y la 10a. (cazabombarderos) en Kleine Brogel; plateados en un principio, los aviones fueron mimetizados en 1967-1968 en los tonos avellana claro, verde bermellón medio y verde oscuro, con las superficies inferiores en blanco leche. El avión se muestra con los misiles Sidewinder y uno de los soportes subalares, naturalmente no presentes en las exhibiciones acrobáticas, como los depósitos de las puntas mostrados en la vista en planta desde abajo y en el perfil en tierra.
En la vista frontal se observa la variación de la distancia entre ejes en tierra y en vuelo



En orden descendente: para el Tactical Air Command se desarrolló la versión de ataque a tierra F-104C: en la fotografía un ejemplar perteneciente a la 479a. Tactical Fighter Wing, decolando con dos contenedores lanzacohetes (Archivo Catalanotto). Al F-104C se le podía aplicar la varilla para el reabastecimiento en vuelo, no retráctil, como se observa en esta fotografía tomada por el avión abastecedor (Archivo Bignozzi). Uno de los F-104C de la 479a. Tactical Fighter Wing fotografiado en 1966 en la base George, en California, al regreso de la unidad de un ciclo operativo que comprendía alrededor de 3000 misiones en Vietnam, para las cuales se había adoptado la mimetización (Archivo Apostolo). Formación de CF-104 de la Royal Canadian Air Force en una base de Alemania Federal (Archivo Catalanotto). Derecha: F-104G del 21 Grupo, 53a. Ala de aviones de interceptación todo tiempo de la Aeronáutica italiana, con base en Cameri (Novara). La formación estaba conducida por el comandante coronel Vasco Lucci (AMI)

je, empenajes con forma de "mariposa", en una variedad de pesos que iba de las cuatro a las veinticinco toneladas.

La solución elegida, si bien menos radical que las citadas, era sin duda una "ruptura" respecto de las fórmulas comúnmente aceptadas entonces para los aviones veloces, por la típica ala recta con perfil muy fino y el empenaje en T: tanto es así que, después del Starfighter, ningún otro avión ultraveloz volvió a adoptarla. Lo más sorprendente es que esta solución, que pasó al estudio detallado en noviembre de 1952, indicada como Model 83, a pesar de haber sido dictada por las específicas exigencias de un aparato extremadamente especializado (para la interceptación diurna), permaneció esencialmente inalterada si bien con una gran reelaboración en cuanto a su estructura y equipos, aun cuando el Starfighter fue destinado a tareas totalmente diferentes, convirtiéndose gradualmente en un "multiempleo" entre los más versátiles —aunque controvertidos— de la escena aeronáutica mundial.

Con el tiempo, el empuje instalado pasó de los 4763 kg disponibles en el XF-104, a los 8120 kg del F-104S; su alcance y dotación electrónica, muy reducidos en la época en que el "misil piloteado" de la Lockheed se presentó en la escena como aparato relativamente liviano para la superioridad aérea de día y con buen tiempo, se volvieron tales que permitieron la penetración en profundidad con cualquier tiempo, a baja altura, con una importante carga ofensiva contra objetivos de superficie, o con una carga igualmente importante entre cañón y misiles para el combate aéreo. La producción del F-104G en Europa, Canadá y Japón, continuada en Italia con el F-104S, y las provisiones enviadas por los Estados Unidos, hicieron de éste el avión de caza bisónico más difundido del mundo occidental, y un factor fundamental en la adaptación técnica de industrias y fuerzas aéreas.

Su técnica

El F-104 es un monorreactor de ala media con empenaje en T. El ala es prácticamente recta, aunque fuertemente convergente (en el borde de ataque el ángulo es de aproximadamente 26°) y presenta un bajo alargamiento; el perfil es muy fino (3,26 por ciento de la cuerda), pasando de menos de 11 cm en la raíz a 5 cm aproximadamente en las puntas, y el diedro, negativo, es de nada menos que 10°. Esta elección, que en su época pareció una óptima respuesta a los problemas de la aerodinámica con altos números de Mach, hoy parece bastante lejana del ideal pero, de todos modos, presenta ventajas en términos de características aeroelásticas y de fácil ubicación de las cargas externas.

La superficie alar consta de dos semialas, unidas a las cuadernas resistentes del fuselaje con uniones frontales, basada cada una en dos largueros con revestimiento constituido solamente por dos paneles fresados, uno dorsal y el otro ventral, reforzado por tres costillas y unos doce larguerillos. El reducido espesor excluyó la utilización de la parte interna para los depósitos e impuso la división del servocomando de los alerones en diez pequeños criques por semiala, y la ubicación de aquéllos para los hipersustentadores en el fuselaje. Éste está constituido por tres secciones, de las cuales la central está basada en cinco cuadernas resistentes y un travesaño de quilla; además se realizó en dos semimonocascos divididos longitudinalmente, que son complementados con los equipos internos antes de ser unidos. En la estructura, preferentemente de aleación liviana, son utilizados intensamente el acero inoxidable y, en la sección posterior, el titanio.

El empenaje está constituido por un amplio plano vertical, con timón servocomandado por dos criques contenidos en el espesor de la deriva, que aloja también a aquellos que accionan el finísimo plano horizontal constituido por un solo bloque, colocado en el extremo del plano vertical y articulado aproximadamente al 50 por ciento de la cuerda en correspondencia con el larguero. Las superficies móviles comprenden un refinado sistema de hipersustentación que aumenta alrededor de un veinte por ciento la sustentación crítica en las bajas velocidades, basado en dos amplios alerones de curvatura provistos de un sistema de activación (por soplado) de la capa límite, y en la utilización de todo el borde de ataque alar como hipersustentador anterior; por último lleva dos frenos aerodinámicos en los laterales del fuselaje inmediatamente detrás del ala.

El tren de aterrizaje está compuesto por tres elementos: el anterior, que se introduce en la sección anterior del fuselaje girando hacia adelante, y los principales, que se ocultan en el fuselaje en los dos compartimientos ubicados a los lados del travesaño de quilla girando hacia adelante; además, posee un gancho de detención y un paracaídas-freno.



El motor es un turborreactor General Electric J79 (con compresor axial de 17 etapas, turbina de tres etapas, cámara de combustión con 10 tubos de llama y tobera regulable) de la variante GE-11A en el F-104G y GE-19 (caracterizada, entre otras mejoras, por la toma de aire de acero) en el F-104S.

La alimentación de aire se produce a través de dos tomas semicirculares, provistas de conos para la formación de ondas de choque y separadas de los laterales del fuselaje para evitar la ingestión de la capa límite; en el F-104S existen también nuevas tomas auxiliares utilizadas a baja velocidad y un nuevo sistema de regulación del flujo. La alimentación de combustible desemboca en cinco depósitos flexibles en el fuselaje, para una capacidad total de 2868 kg en el F-104S, a los cuales pueden agregarse varios depósitos externos de 455 y de 736 litros, y un depósito para 462 litros que puede ocupar el compartimiento destinado a la provisión de municiones del cañón, cuando éste no está instalado.

El armamento comprende el cañón tipo M-61 "Vulcan" con caños giratorios de 20 mm, con una capacidad máxima de 725 disparos, cargas externas colgadas de un pilón ventral, en las puntas de las alas (sólo misiles Sidewinder) y dos pilones desenganchables subalares, a los cuales se suman, en el F-104S, dos pilones alares fijos más externos, (cada uno con una capacidad de carga de 363 kg) y dos debajo del fuselaje. En la configuración de cazabombardero, el F-104S monta el cañón (excepto que sea necesario sustituirlo con el depósito suplementario) y hasta siete bombas M-117 de 340 kg (contra las tres que el F-104G puede llevar en distancias menores), mientras que en la configuración de avión de interceptación lleva cuatro misiles Sidewinder y dos Sparrow, parte de cuyo equipamiento de guía está alojado en el compartimiento comúnmente destinado al cañón. La dotación aviónica comprende un aparato de radar para la localización y la medición de la distancia de los blancos tipo NASARR (North American Search and Ranging Radar) F-15A sustituido en el F-104S con el mucho más perfeccionado R.21G/F-15G, sistema de navegación inercial, equipos UHF, IFF, TACAN, y aquéllos de guía para los misiles.

Su evolución

El primero de los dos prototipos XF-104 voló el 7 de febrero de 1954, con el turborreactor Wright J65 de 4763 kg/propulsión con combustión posterior. En la Lockheed ya se había advertido, sin embargo, la reducida gama de posibles empleos que permitiría el avión, dada su definida especialización, y se había comenzado su reelaboración basada en un fuselaje bastante más largo que alojaba un nuevo motor, el J79-GE-3 de la General Electric, y una carga netamente superior de combustible y equipamientos. Quince YF-104A fueron realizados con estas modificaciones y otras, entre las cuales las mayores fueron el refuerzo del tren de aterrizaje, cuyo parante anterior ahora giraba hacia adelante en lugar de hacerlo hacia atrás, y la adopción de los semiconos en la boca de las tomas de aire para aumentar el rendimiento en vuelo a velocidad supersónica. Siguió el pedido pasado por el Air Defense Command por 155 ejemplares del tipo F-104A, el primero de los cuales (55-2970) comenzó sus vuelos el 17 de febrero de 1956, y de 26 biplaza F-104B para la adaptación de los pilotos. En estos últimos aparatos, carentes de cañón, aparecieron la aleta ventral y el nuevo diseño del plano vertical: introducidos para equilibrar el efecto de inestabilidad de la nueva trompa más voluminosa; estas modificaciones se revelaron convenientes aun en las versiones siguientes. De éstas, la primera estuvo representada por el F-104C, primer Starfighter polivalente gracias a su estructura reforzada y a su más vasta dotación de equipos. Caracterizado por la introducción del sistema de soplado de la capa límite, el C disponía también de equipo para recibir combustible en vuelo, de soportes subalares para cargas externas y de motor más potente; fue realizado solamente en 77 ejemplares para el Tactical Air Command, más 22 de la edición biplaza, F-104D. Ésta también fue exportada, en las dos variantes F-104DJ para Japón (20 ejemplares, de los cuales 19 fueron montados por la Mitsubishi y la Kawasaki y con el motor J79-IHI-11A fabricado por la Ishikawajima-Harima) y F-104F para Alemania (30 ejemplares), ambas caracterizadas por los asientos eyectables hacia arriba, a diferencia del sistema empleado en los F-104 americanos hasta el tipo D incluido, con expulsión dirigida hacia abajo.

En 1958 comenzó una ulterior fase de reelaboración, que llevó al Model "Super Starfighter", modelo de exportación basado en las especificaciones alemanas y que entró en producción como F-104G (la USAF tuvo solamente un ejemplar de éste). Con estructura y tren de aterrizaje más resistentes, ala de mayor superficie, dotación electrónica considerablemente más amplia y moderna (que comprendía el aparato NASARR en versión bivalente A-41B y la plataforma inercial, que permitía también el vuelo a baja altura en misiones de ataque todo tiempo), gancho de detención y motor más potente, se fabricaron 96 ejemplares para la Luftwaffe, dos que sirvieron como modelo en Bélgica e Italia para la fabricación bajo licencia y tres para el mismo en Japón, mientras que un F-104A trasformado tuvo la misma función en Canadá. La Lockheed fabricó también 200 ejemplares de la edición biplaza TF-104G. Posteriormente, 947 aviones, que luego aumentaron a 1.300, fueron pedidos en total a la sociedad europea constituida por grupos industriales alemanes, holandeses, belgas e italianos. Para Italia, el centro de recepción de pedidos fue la FIAT, que emprendió también la fabricación bajo licencia del motor J79-GE-11A.

La Canadair fabricó 200 aviones para la RCAF, a los que les dio la sigla CF-104, diferentes del modelo estándar en muchos detalles, entre los cuales estaba ya la variante R-24A (optimizada para el empleo aire-superficie) del NASARR, la sustitución del cañón con un depósito de combustible, el tren de aterrizaje con parantes más largos y ruedas más grandes, y la predisposición para un contenedor Vicom ventral para cuatro cámaras fotográficas Vinten. La casa canadiense fabricó además, 38 biplaza CF-104D y, para países europeos que quedaron

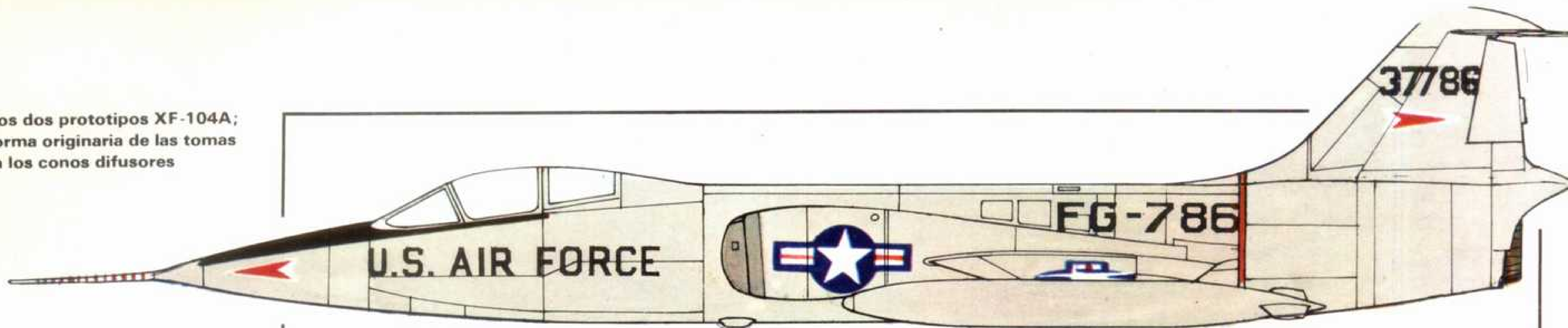




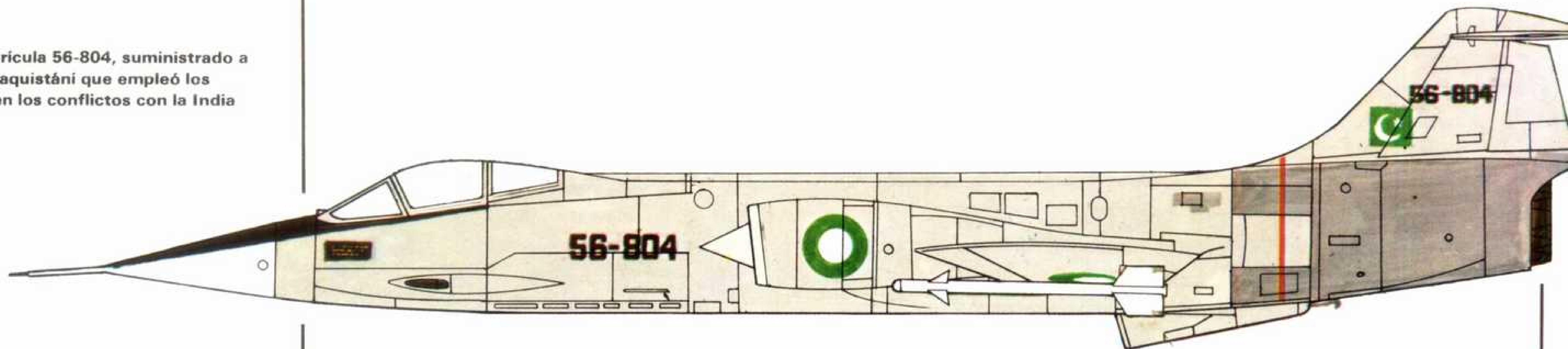




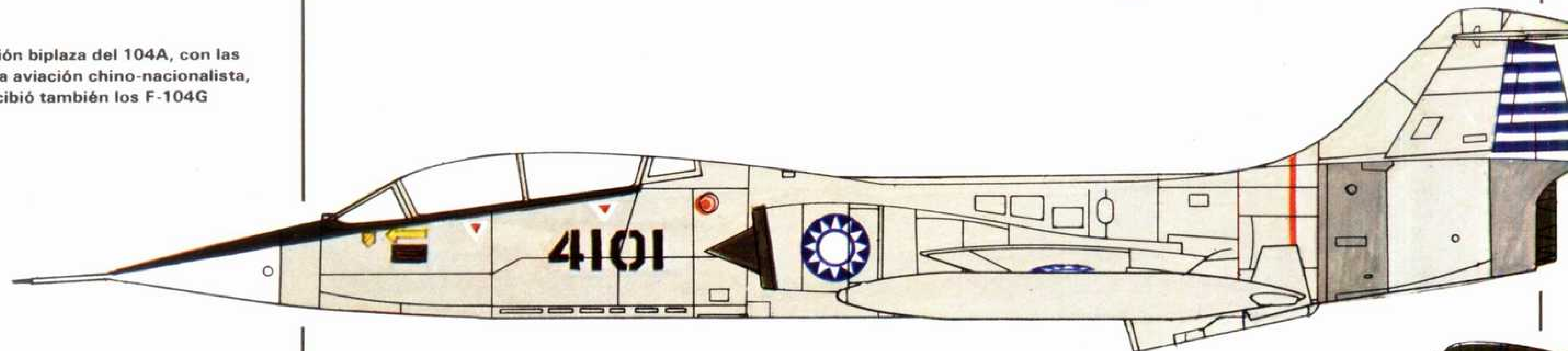

En orden descendente: desde 1963, se llevaron a cabo por cuenta de los alemanes sobre la base Edwards, pruebas de decolaje de F-104G desde la posición de firme, con el empleo de un gran cohete desenganchable colgado del fuselaje (Archivo Apostolo). Dos F-104G del 333 Squadron de la aviación noruega (Archivo Catalanotto). El F-104 fue objeto de un programa de producción integrado europeo. Aquí uno de los ejemplares fabricados para la aviación holandesa (Archivo Bignozzi). El adiestramiento en el pilotaje de los F-104G de la Luftwaffe se lleva a cabo aún hoy en la Base Luke (Arizona). En las fotografías, un avión con las insignias americanas y un piloto alemán a bordo del mismo durante una prueba de desenganche de bombas de ejercicio desde el especial contenedor ventral (Archivo Bignozzi)



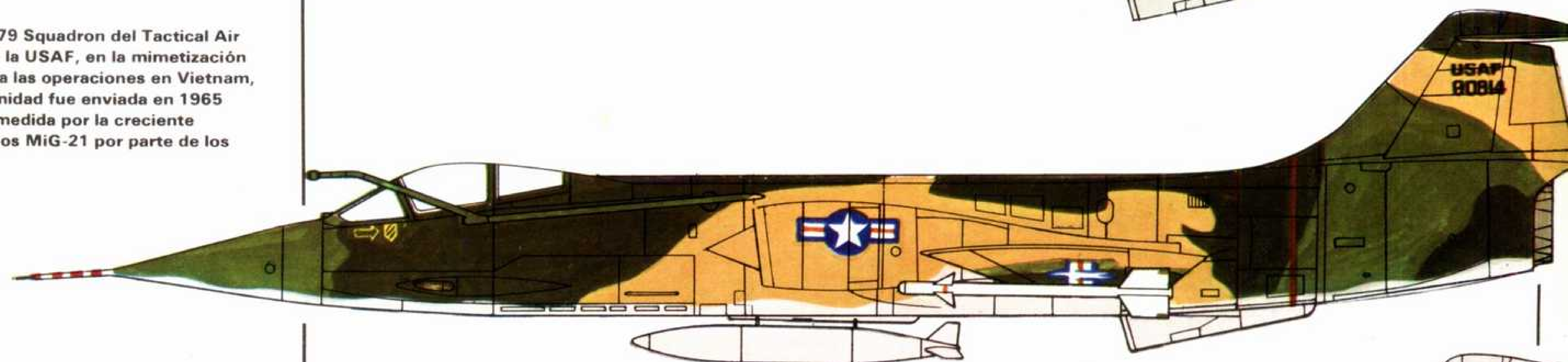
El primero de los dos prototipos XF-104A; obsérvese la forma originaria de las tomas de aire, aún sin los conos difusores



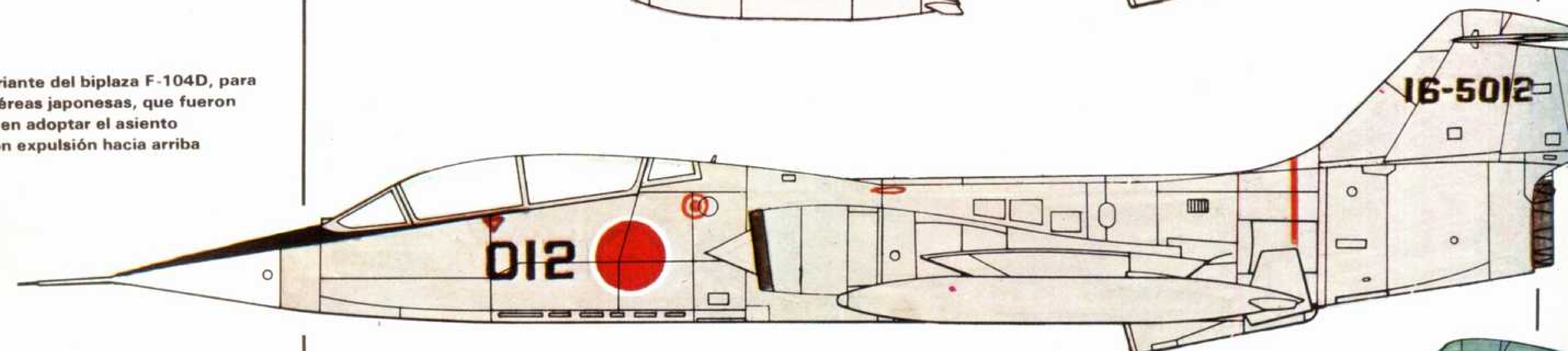
F-104A, matrícula 56-804, suministrado a la aviación paquistání que empleó los Starfighter en los conflictos con la India



F-104B, edición biplaza del 104A, con las insignias de la aviación chino-nacionalista, que luego recibió también los F-104G



F-104C del 479 Squadron del Tactical Air Command de la USAF, en la mimetización adoptada para las operaciones en Vietnam, donde esta unidad fue enviada en 1965 como contramedida por la creciente actividad de los MiG-21 por parte de los enemigos



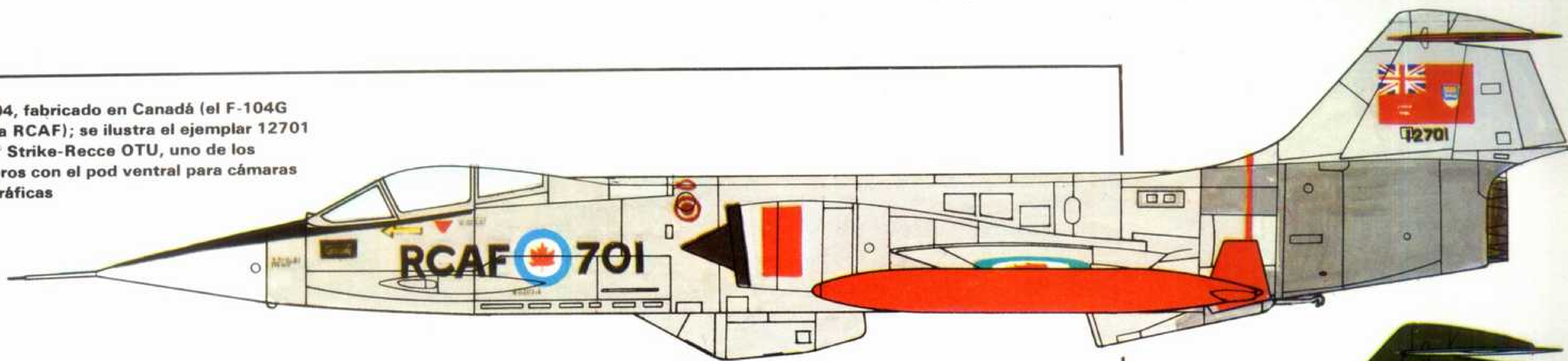
F-104DJ, variante del biplaza F-104D, para las fuerzas aéreas japonesas, que fueron las primeras en adoptar el asiento eyectable con expulsión hacia arriba

0 1 2 m

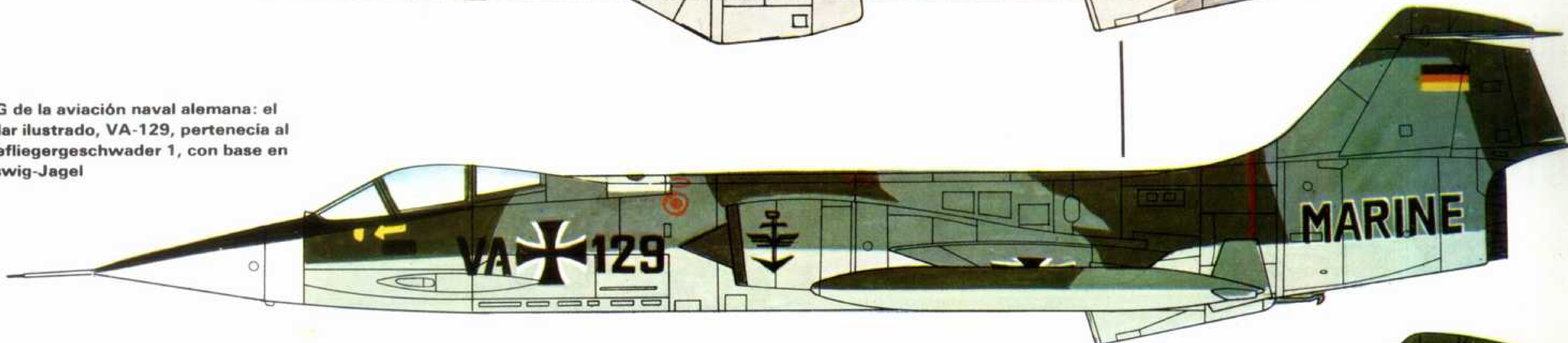
pino dell'orco - claudio tatangelo



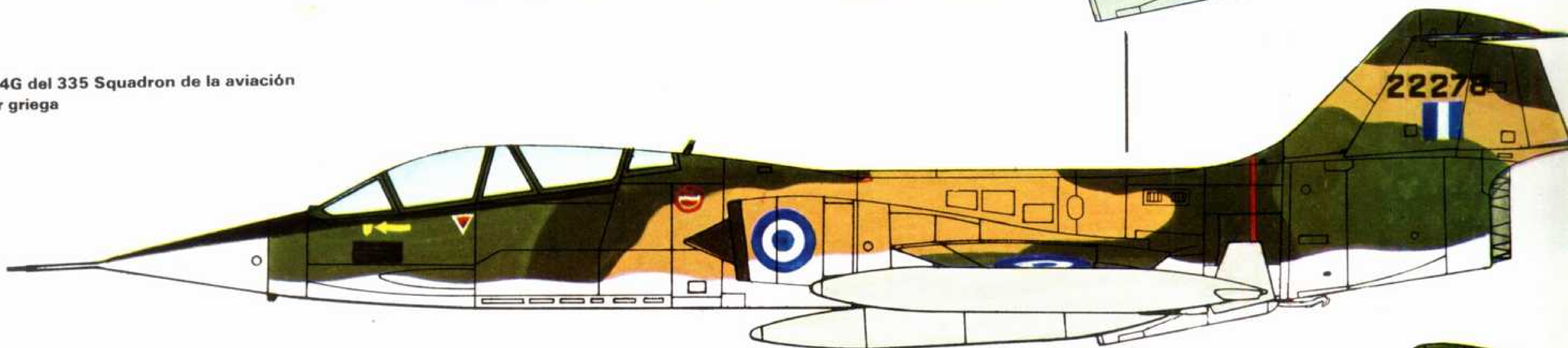
F-104G del 154 Grupo, elemento operativo de la 6a. Ala de Cazabombarderos "Alfredo Fusco" de la Aeronáutica Militar Italiana con base en Ghedi, Brescia. El avión se muestra con los misiles Sidewinder, previstos —para la autodefensa— también en el empleo como cazabombarderos del 104G.



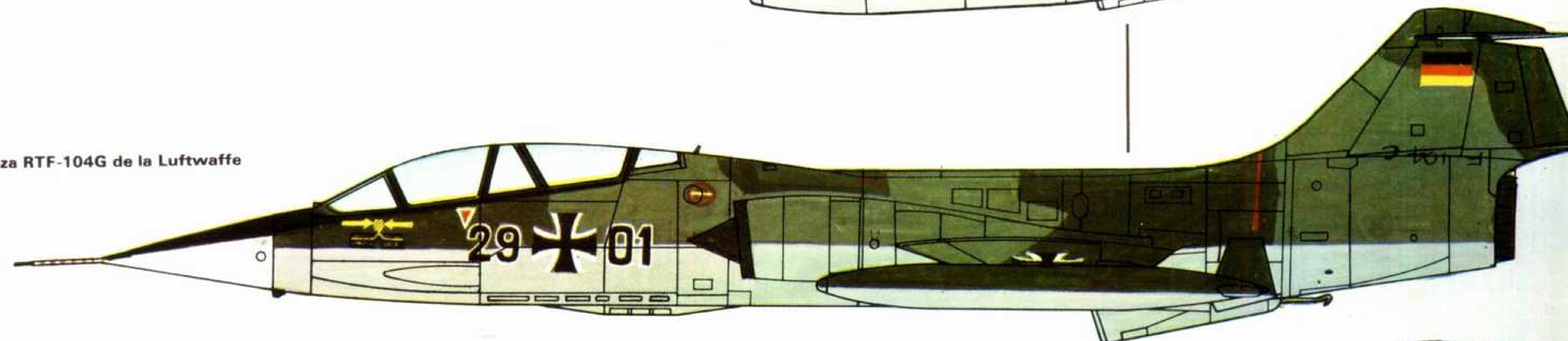
CF-104, fabricado en Canadá (el F-104G para la RCAF); se ilustra el ejemplar 12701 del 6° Strike-Recce OTU, uno de los primeros con el pod ventral para cámaras fotográficas



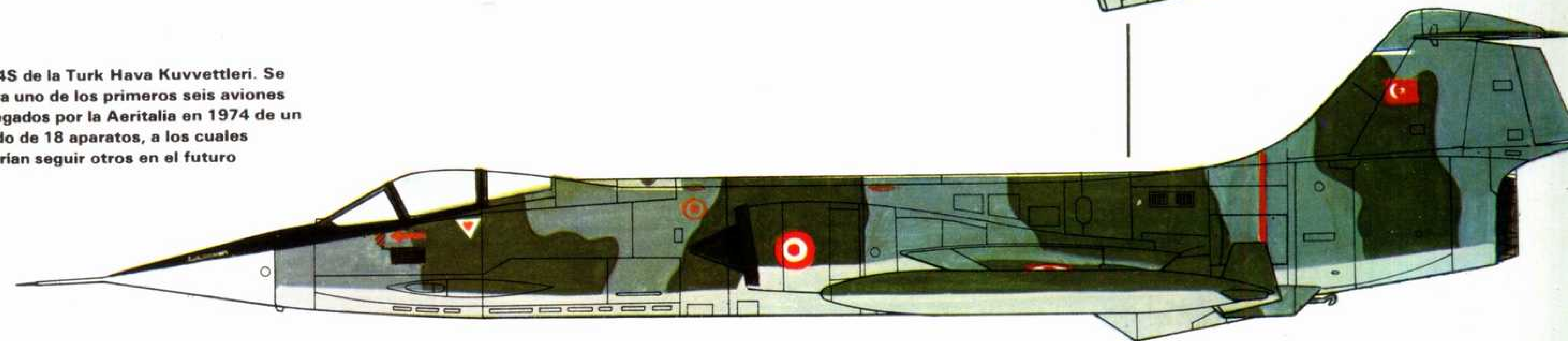
F-104G de la aviación naval alemana: el ejemplar ilustrado, VA-129, pertenecía al Marinefliegergeschwader 1, con base en Schleswig-Jagel



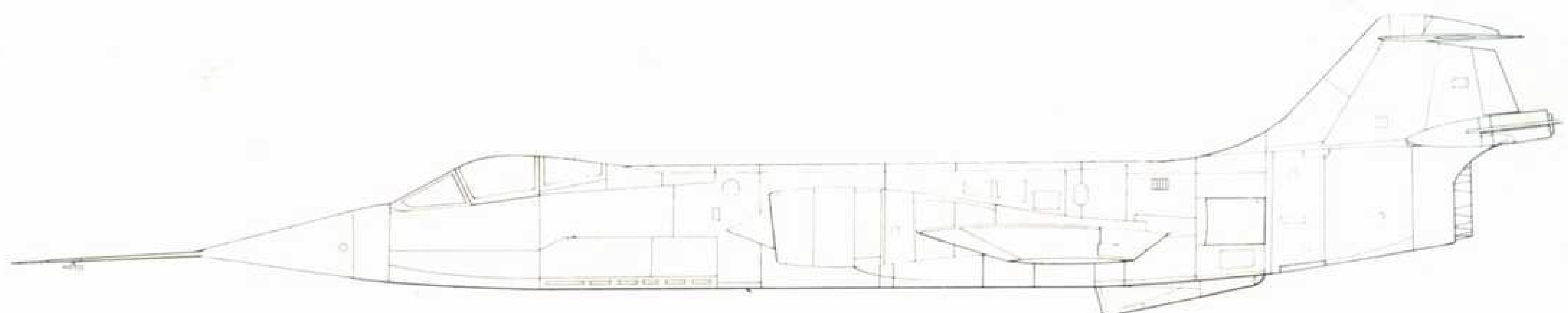
TF-104G del 335 Squadron de la aviación militar griega



Biplaza RTF-104G de la Luftwaffe



F-104S de la Turk Hava Kuvvettleri. Se ilustra uno de los primeros seis aviones entregados por la Aeritalia en 1974 de un pedido de 18 aparatos, a los cuales deberían seguir otros en el futuro



NF-104, trasformación del F-104A, con motor-cohete suplementario en la cola, empleada por la NASA para el adiestramiento de los astronautas



Arriba, en orden descendente: de las tres Wing Canadienses con asiento en Europa, la primera, con base en Merville (Francia) tuvo los aviones de reconocimiento fotográfico CF-104 con el pod debajo del fuselaje (Archivo Alata). Decolaje del prototipo del biplaza TF-104G, concebido para la exportación. Otro biplaza TF-104G, perteneciente al 20 Grupo de Adiestramiento Operativo de Grosseto (AMI). El primero de los 30 F-104J entregados a la aviación japonesa por la Mitsubishi. En la fotografía se observan los pilones subalares para misiles aire-aire (Archivo Catalanotto).
Abajo: aviones de la versión F-104S, fabricada por la Aeritalia. En la fotografía, dos F-104S (con cañón) del 156 Grupo de Cazabombarderos de la 36a. Ala con base en Gioia del Colle (Bari). El otro grupo de la unidad, el 12 C.O.T., tiene asignados los aviones de interceptación, armados con misiles (AMI). Derecha: para el adiestramiento de los astronautas, la NASA utilizó algunos Starfighter con motor cohete auxiliar en la cola, siglados F-104N



afuera de la sociedad, 140 F-104G estándar, pero con el NASARR F-15AM-11. En Japón se montaron 29 aviones y se fabricaron otros 210, en la variante F-104J "Eiko" (gloria) con el NASARR F-15-J31 optimizado para el combate aéreo y el agregado del pilón ventral para otros dos Sidewinder.

El gobierno italiano obtuvo la licencia de fabricación y venta del siguiente Model CL-901, con sigla F-104S por la inicial de los misiles Sparrow con los cuales estaba armado el avión. Por lo tanto, la producción del Starfighter se realizó entonces solamente a cargo de Aeritalia, el establecimiento al cual ha confluido la División Aviación de la Fiat, que había tomado parte en el planeamiento de la nueva versión del avión, identificable externamente sólo por el agregado de pilones para cargas externas, con leves modificaciones de las tomas de aire, y de dos aletas ventrales, y que está caracterizada por un motor más potente, el J79-GE-19 (también fabricado en Italia), por un gran aumento en las performances y en la capacidad de carga y, sobre todo, por una dotación electrónica aun más avanzada.

No tuvieron éxito, en cambio, otros proyectos entre los cuales se presentaban modelos con aletas canard y tampoco, por lo menos actualmente, el CL-1200 "Lancer", que a un fuselaje esencialmente inalterado une innovaciones como ala alta y empenaje horizontal bajo, según esquemas aerodinámicamente más sanos.

Su empleo

El 26 de enero de 1958 comenzaron las entregas del F-104A a los Squadron 319 y 331 de la 83a. Fighter Interceptor Wing. Una serie de incidentes, debidos en su mayoría al motor, pero sobre todo a las escasas posibilidades de utilización de los aviones a la luz de las nuevas exigencias americanas llevaron a la asignación de los mismos, a comienzos de 1960, a la Guardia Nacional: ésta los restituyó a la USAF durante la crisis de Cuba, que los rearmó con el cañón y los dotó de aleta ventral. Muy pronto empleó 24 de éstos como blancos radiocomandados (QF-104A) y asignó tres a la NASA para el adiestramiento de los astronautas (NF-104A, con motor-cohete Rocketdine en la cola), cediendo los demás a las aviaciones chino-nacionalista (25 ejemplares, más algunos F-104B), paquistaní (12) y jordana (18). Los aviones de Chiang Kai-Shek tuvieron empleo bélico contra los de Mao, y los de Paquistán contra la India, en 1965 y 1971.

Actividad operativa tuvieron también los F-104C de la única unidad que los aprovechó, la 479a. Tactical Fighter Wing que participó en un ciclo operativo en Vietnam, utilizándolos preferentemente para la "superioridad aérea" gracias a la mejorada maniobrabilidad de esta versión respecto de aquélla del F-104A.

Del F-104G, Alemania tuvo (además de los de fabricación americana) 604 ejemplares más 104 biplaza; Italia 124 más 12 biplaza; Holanda 120 (de los cuales muchos fueron trasformados localmente en aviones de reconocimiento fotográfico RF-104G, como luego sucedió también en Italia) y 10 biplaza; Bélgica 100 más tres biplaza. Provisiones americanas aseguraron unos cincuenta aviones a China nacionalista, y 28 biplaza a los países europeos que no participaron en su fabricación, mientras que Canadá suministró 38 aviones a Turquía, 36 a Grecia, 25 a Dinamarca y 16 a Noruega.

Posteriormente, estos países tuvieron otros ejemplares del 104, y griegos y turcos emplearon el Starfighter en la crisis de Chipre de 1974 (Turquía incluso lo hizo en misiones de ataque a tierra.).

En Italia, el F-104S entró en servicio en 1970, sustituyendo al F-104G en un principio en todas las unidades de aviones de interceptación todo tiempo y, posteriormente, en las de cazabombarderos. Los pedidos se hicieron para 205 ejemplares, a los cuales se agregó en 1974 un pedido inicial por parte de Turquía para 18 aviones, de los cuales seis fueron entregados a fines del mismo año, tomándose de aquéllos fabricados para la Aviación Militar Italiana. A pesar de que el F-104 ya no puede ser considerado, por cierto, un caza realmente moderno, parece que otros países, sin embargo, estarían interesados en adoptarlo.

Por último, merecen ser recordadas las muchas marcas obtenidas. El 7 de mayo de 1958, un F-104A conquistó el record mundial de altura llegando a 27813 m, y el 16 del mismo mes el de velocidad con 2259,85 km/h: era el primer avión de la historia que se adjudicaba los dos records más prestigiosos. Siguieron el record de velocidad ascensional, conquistado por un F-104A que subió a 25000 m en sólo 4'26", y un nuevo record de altura, establecido (el 14 de diciembre de 1959) por un F-104C, que llegó a los 31513 metros. Luego, fue el turno de los records femeninos, donde valió el reconocimiento de Jaqueline Cochrane quien, con el prototipo del TF-104G, batió el record de velocidad en circuito cerrado de 100 km y con una base de 15/25 km, con 1937 y 2048,87 km/h respectivamente.



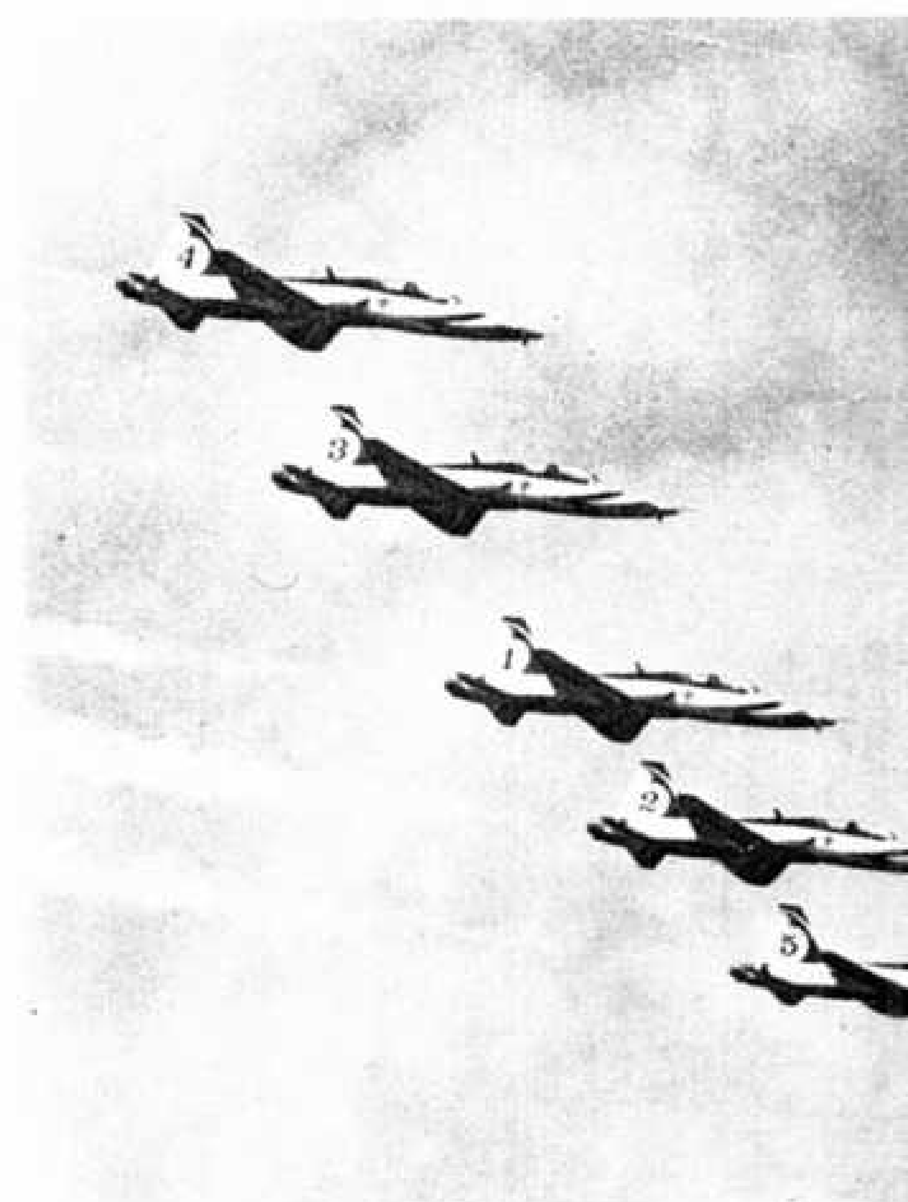
NORTHROP
F-5/T-38 Freedom Fighter



El prototipo N-156F (izquierda) que voló el 30 de julio de 1959, tomado durante las pruebas con dos misiles aire-tierra Bullpup y dos contenedores para cohetes Zuni. De este avión se desarrolló el F-5A (Archivo Bignozzi).
Abajo, en orden descendente: el prototipo del T-38 fue realizado en configuración monoplaza; aquí está tomado durante los vuelos de prueba, con los frenos aéreos abiertos (Archivo Alata).
El biplaza T-38 "Talon" fue utilizado por la USAF inclusive para el adiestramiento de los astronautas y pilotos de fuerzas aéreas extranjeras (Archivo Catalanotto).
La patrulla acrobática "Thunderbirds" sustituyó, en 1974, sus Phantom II con los T-38 (Archivo Catalanotto)







CARACTERÍSTICAS		F-5A	F-5B	F-5E	T-38A
Envergadura	m	7,696	7,696	8,128	7,696
Largo	m	14,376	14,122	14,722	14,135
Altura	m	4,013	3,988	4,077	3,924
Superficie alar	m²	15,794	15,794	17,280	15,794
Peso vacio	kg	3 667	3 792	4 349	3 241
Carga bélica máxima	kg	2 812	2 812	3 175	—
Peso total máximo	kg	9 379	9 299	10 922	5 362
Máximo número de Mach a la altura de 10 973 m		1,4	1,34	1,6	1,3 (4)
Máximo número de Mach de crucero a la altura de 10 973 m (sin combustión posterior)		0,97	0,97	0,98	0,95
Velocidad de trepada inicial	m/seg	145,8	154,4	160,5	165,1 (6)
Techo práctico con 2 motores	m	15 392	15 850	16 459	16 307
Techo práctico con 1 motor	m	10 363	10 363	12 497 (4)	12 192 (4)
Alcance máx. con combustible máx.	km	2 233 (1) 2 594 (2)	2 242 (1) 2 604 (2)	3 178 (1) 3 725 (2)	1 835 —
Radio de acción con carga máx. y 5′ de combate	km	315	324	306	—
Radio de acción con combustible máx., 2 bombas de 240 kg y 5′ de combate	km	899	917	1 130 (5)	—
Radio de acción con combustible máx., 2 Sidewinder y 5′ de combate	km	—	—	1 408	—
Motores General Electric tipo		J85-GE-13	J85-GE-13	J85-GE-21	J85-GE-5A
Empuje	kg	2x1 841 (3)	2x1 841 (3)	2x2 268 (3)	2x1 746 (3)

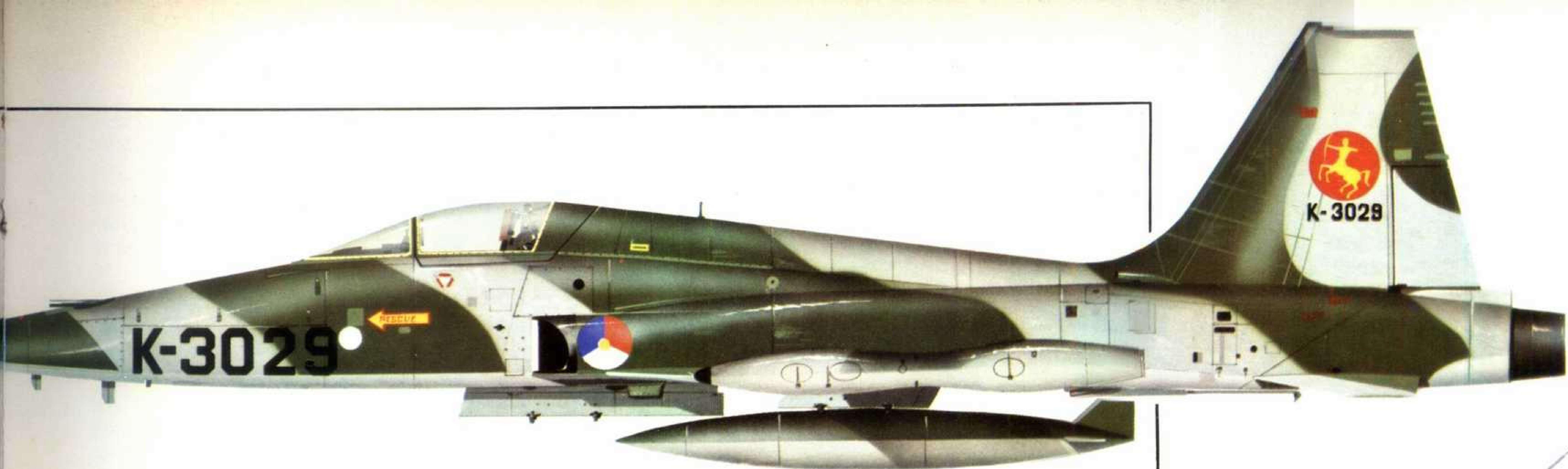
1) sin desenganchar los depósitos; 2) desenganchando los depósitos; 3) con combustión posterior; 4) superior a; 5) y con dos Sidewinder; 6) con mitad de carga de combustible.

Después de la experiencia de la guerra de Corea, los responsables de la aviación americana habían advertido el hecho de que el nivel de sofisticación logrado por los aviones de combate hacía a estos últimos casi inutilizables por parte de aquellos países que formaban parte del programa de asistencia militar mutua (MAP), elaborado de común acuerdo con los Estados Unidos. Por otra parte los viejos caza F-84 y F-86 en servicio en estos países envejecían rápidamente y, en consecuencia, se presentaba el pro-

NORTHROP NF-5 FREEDOM FIGHTER



NF-5 perteneciente al 314 Squadron del Commando Taktische Luchtstrijdkrachten de la Koninklijke Nederlandse Luchtmacht (Real Aviación Holandesa). La orden para la provisión de Freedom Fighter a Holanda pasada en enero de 1967 comprendía 30 biplaza de adiestramiento y 75 monoplaza —como el ilustrado— distribuidos desde mayo de 1970 en tres Squadron: 314, 315 y 316, con base en Eindhoven, Gilze Rijen y Twenthe, respectivamente



Versión fabricada expresamente para Holanda por la Canadair en colaboración con la Fokker-VFW y la Avio Diepen, se distinguía externamente de la versión estándar del F-5 por el gancho de detención, bajo en la vista a tierra. En todas las vistas están representados los depósitos suplementarios de 189 litros, en las puntas de las alas, y sólo en parte los de 568 litros fijados a los pilones desenganchables ventral y subalares.
El armamento puede estar compuesto no sólo por los dos cañones M-39 de 20 mm, sino también por contenedores lanzacohetes, bombas de napalm, dos misiles Sidewinder, según las misiones a las cuales está destinado el avión

0 1 2 m

roberto terrinoni







Arriba, en orden descendente: uno de los primeros F-5A, con depósitos en las puntas de las alas y debajo del fuselaje, y dos misiles Bullpup (Archivo Catalanotto).
Decolaje de dos F-5A desde el Edwards AFB; aquéllos están armados con misiles Sidewinder (Archivo Catalanotto).
F-5A de la USAF en Vietnam, con depósitos auxiliares y varilla para el reabastecimiento en vuelo (Archivo Coggi)

blema de un improrrogable reemplazo de los mismos. Sobre la base de esta consideración, en 1958 el Departamento de Defensa americano solicitó a la Northrop que desarrollara un caza supersónico, no sofisticado, que debería sustituir tanto a los F-84 como a los F-86. Naturalmente, se trataba de estudiar un aparato con características de vuelo más brillantes, mayor capacidad de carga bélica y electrónica más avanzada, aunque tratando de moderar su costo y reducir la mano de obra especializada para su mantenimiento. El resultado de este estudio fue el Northrop N-156F, posteriormente designado como F-5A.

El primero de los tres prototipos ordenados a fines de 1958 (uno de los cuales sería destinado a las pruebas estáticas), en un principio equipado con dos General Electric J85-GE-1 sin quemador posterior, volaba por primera vez el 30 de julio de 1959 superando inmediatamente la velocidad de Mach 1. Un segundo prototipo, provisto de dos turborreactores J85-GE-5 de 1134 kg se unía, poco después, al programa experimental.

En agosto de 1960, el programa de puesta a punto del avión ya había sido completado, pero un conflicto entre la USAF y la Oficina de Seguridad Internacional del Departamento de Defensa americano, acerca de la elección del caza MAP retrasó casi dos años el comienzo de la producción en serie, que fue autorizada sólo el 25 de abril de 1962. Simultáneamente, también el tercer prototipo había sido preparado, y todas las modificaciones sugeridas por el programa de pruebas desarrollado con los dos primeros prototipos fueron introducidas en este avión, que se convirtió en el primer F-5A de serie y voló en julio de 1963. El avión tenía una estructura alar más resistente, que permitía la adopción de pilones alares para cargas externas, y motores de mayor empuje con quemador posterior.

Su técnica

El proyecto del avión utiliza la regla de las áreas para reducir la resistencia aerodinámica en régimen supersónico. El ala del F-5, de planta trapezoidal, presenta una ligera flecha (24°) en el borde de entrada, en un acuerdo entre la exigencia de reducir la resistencia en el vuelo a las altas velocidades y la de asegurar una buena maniobrabilidad en las bajas velocidades. La estructura es del clásico tipo multilarguero, principalmente de aleación liviana de alta resistencia, con revestimiento también de aleación liviana, en un único panel en ambas superficies. El ala está provista de hipersustentadores anteriores con estructura en nido de abeja en todo el borde de ataque, y de hipersustentadores posteriores en las secciones más internas de las semialas, mientras que los alerones servocomandados hidráulicamente están dispuestos aproximadamente en la mitad de la envergadura alar.

El fuselaje es del tradicional tipo semimonocasco de aleación liviana con revestimiento resistente reforzado por cuadernas, largueros y diafragmas, y también utiliza elementos de aleaciones de magnesio, en acero y en titanio. Éste está realizado en tres secciones: la anterior, que comprende la trompa con los equipos electrónicos, los compartimientos del tren de aterrizaje anterior y de las armas, como también la cabina presurizada; la sección central, en la que están ubicados los depósitos de combustible y las tomas de aire, y en la que se apoya también la deriva; y la sección posterior que contiene los dos motores y el compartimiento para el paracaídas-freno en la cola, al cual está unido el empenaje horizontal.

La deriva tiene estructura basada en un solo larguero de aleación liviana con bordes de ataque y salida con estructura en nido de abeja y puntera en resina de vidrio. La misma estructura tiene el plano horizontal, cuya posición muy baja ha sido escogida para prevenir fenómenos de inestabilidad longitudinal en las incidencias elevadas.

Los motores del F-5A son dos turborreactores J85-GE-13 con un empuje unitario en seco de 1134 kg a 16500 revoluciones, y un empuje máximo de 1841 kg con quemador posterior insertado. Los turborreactores son alimentados por dos tomas de aire dispuestas en los laterales del fuselaje y cuyas bocas están caracterizadas por la inclinación del labio, que presenta una ligera flecha, y cuyo borde superior está más adelante respecto del inferior.

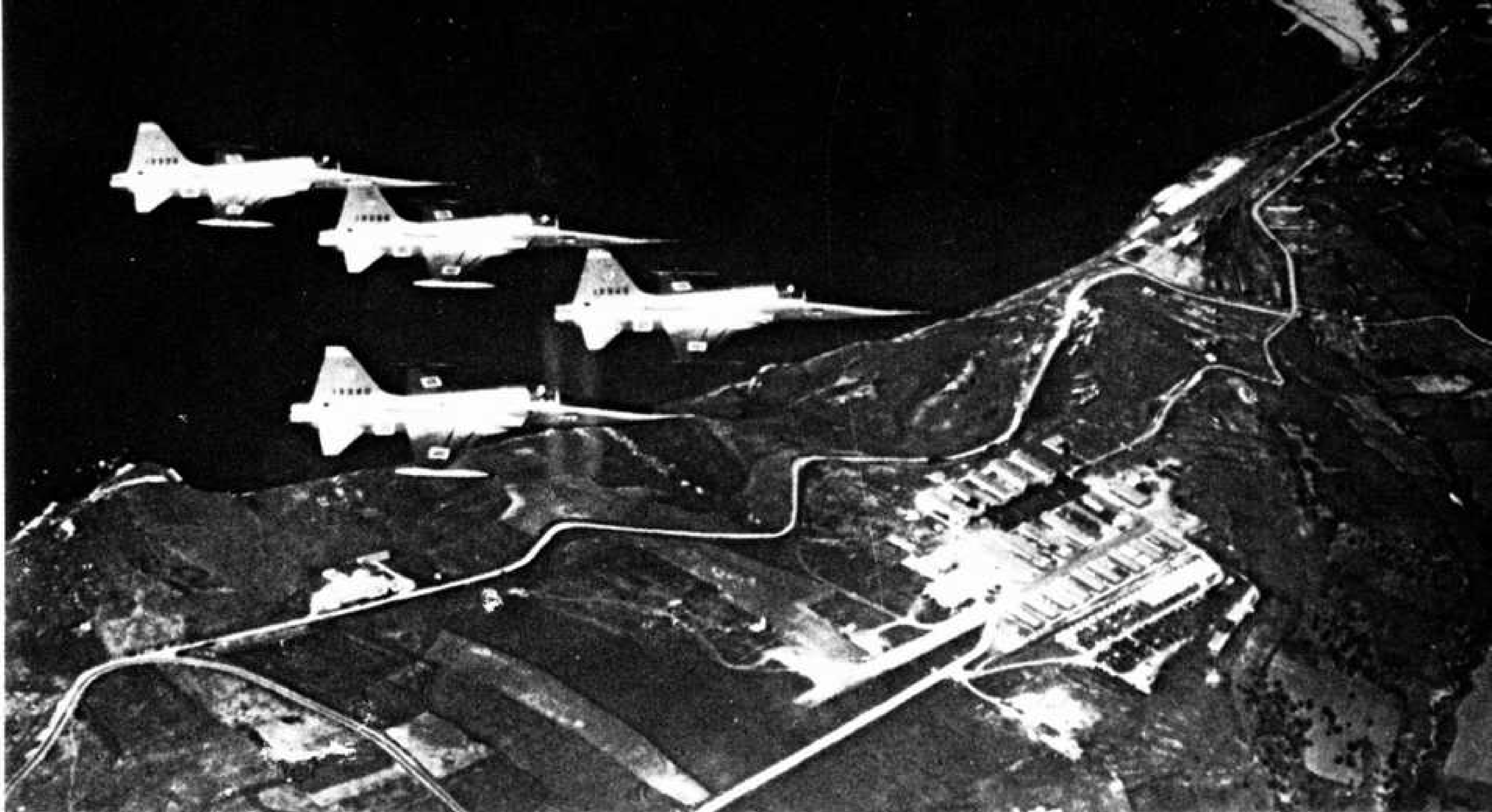
El equipo de alimentación comprende dos sistemas independientes, uno para cada motor; el combustible está contenido en dos celdas integrales con una capacidad global de 2207 litros. Una sola toma de reabastecimiento sirve tanto a los depósitos internos como a los eventuales depósitos suplementarios externos (uno de 568 litros debajo del fuselaje, dos de la misma cantidad, debajo de cada semiala, y otros dos de 189 litros en las puntas de las alas).

La cabina ha sido estudiada para garantizarle al piloto la máxima visibilidad, fundamental para las misiones de apoyo táctico. El tablero tiene en el centro los instrumentos de vuelo esenciales, mientras que debajo de la línea visual del piloto se encuentran los aparatos de comunicación y navegación; los instrumentos de los motores se encuentran a la derecha y los controles a la izquierda. A la izquierda también están ubicados los comandos de selección del armamento. Todos los interruptores del circuito eléctrico están colocados en dos paneles a los costados del piloto. En la variante biplaza, el piloto y el instructor se ubican en tándem, ambos en asientos eyectables, y el puesto del instructor está unos 25 cm más elevado respecto del anterior perteneciente al alumno, según el esquema que adoptaron todos los posteriores aviones de adiestramiento.

Aquí abajo: la aviación de las Filipinas fue una de las primeras que recibieron, en 1965, al caza Northrop (Archivo Coggi)



El armamento básico del F-5, del cual se ha cuidado particularmente el acceso al mismo y su facilidad de mantenimiento y control, está constituido por dos cañones M-39 de 20 mm instalados en la trompa, con 285 disparos cada uno (cada arma tiene una cadencia de tiro de 1500 disparos por minuto, suministrando de este modo más de 12 segundos de fuego continuo). Las dos armas están montadas en la parte superior de la proa, mientras que las municiones están alojadas en dos contenedores, en la parte posterior del diafragma que separa la trompa de la sección central del fuselaje. El F-5A dispone también de siete soportes externos, colocados uno en el centro del fuselaje, dos debajo de cada semiala y uno en la punta de éstas. Al pilón central puede ser colgado un armamento de caída de más de 910 kg, mientras que a los alares pueden ser enganchados misiles aire-aire Sidewinder, misiles aire-tierra, lanzacohetes, *minigun* o depósitos de combustible.



Su evolución

Se ha subrayado frecuentemente que el F-5 es una adaptación del biplaza de adiestramiento T-38 "Talon", pero en realidad los dos aviones representan dos desarrollos de un único proyecto que dio vida, primero al biplaza y posteriormente al monoplaza, dado que en un principio la USAF se interesó sobre todo en el avión de adiestramiento supersónico, mientras que el monoplaza se originó por iniciativa de la Northrop, que desde 1954 había examinado atentamente las exigencias defensivas de los países de la NATO y de la SEATO.

El primer contrato de producción del F-5A data del 22 de octubre de 1962, mientras que el segundo le siguió casi un año después, el 27 de agosto de 1963. El primer lote comprendía 170 aparatos en las variantes F-5A monoplaza y F-5B biplaza, en una proporción de aproximadamente 9:1, pero los dos aviones diferían poco entre sí, porque también el segundo, a pesar de carecer de cañones, tenía las mismas posibilidades de cargas externas. A fines de 1971, resultaban fabricados 621 ejemplares de F-5A y 134 F-5B. La siguiente variante F-5A-15 se diferenciaba por la adopción del más potente J85-GE-15 de 1950 kg. Además del aumento del empuje, las performances de decolaje resultaban mejoradas (del 13 al 17 por ciento según la carga) también por efecto de las tomas de aire automáticas suplementarias —que, al abrirse en el decolaje a los dos lados del fuselaje, a la altura del borde de salida alar, aumentan la capacidad de aire ingerido por el motor— y de la posibilidad de alargar en la fase de decolaje el parante del tren de aterrizaje anterior, incrementando 3° la incidencia del avión.

La versión F-5A-15, cuyo prototipo nació por iniciativa privada de la Northrop de un F-5A normal, y voló en mayo de 1965, dio origen a dos modelos posteriores con mayor potencia y mejorados: los CF-5A (monoplaza) y CF-5B (biplaza) fabricados en 1968 para la aviación militar canadiense. Respecto del F-5A-15, los 115 CF-5 fabricados por la Canadair diferían también por la posibilidad de reabastecimiento en vuelo (la sonda podía ser instalada en un tiempo mínimo) y por los hipersustentadores anteriores de maniobra que, junto con los hipersustentadores posteriores podían ser utilizados inclusive en las altas velocidades para aumentar la curvatura del perfil alar, exaltando de este modo las características de maniobrabilidad en toda la gama de velocidades de vuelo.

En el CF-5 también se reforzó el parabrisas que, así como las tomas de aire, es descongelado eléctricamente, mejorando las posibilidades todo tiempo del aparato. En el F-5 canadiense también está prevista la instalación de una defensa acorazada debajo de la cabina de pilotaje y arriba de los elementos críticos del sistema hidráulico de control, de un gancho de detención para impedir las salidas de pista, y la posibilidad de instalar dos o cuatro cohetes JATO para el decolaje (con cuatro cohetes, la carrera en el decolaje puede ser reducida hasta el 30 por ciento). Los soportes de las cargas externas pueden ser reforzados, además, para sostener los depósitos suplementarios de 1040 litros en lugar de aquéllos estándar de 568 litros.

Entre las varias diferencias con el F-5A normal, existe otra esencial: la intercambiabilidad de la proa con una expresamente estudiada para las misiones de reconocimiento. La sección intercambiable, con una longitud de poco más de un metro, contiene tres cámaras fotográficas Vinten 70 mm con grupos ópticos intercambiables, montadas para tomas hacia adelante y oblicuas, en las misiones a baja altura. La extremada accesibilidad de las cámaras fotográficas permite cambiar los contenedores de la película en 10 segundos, y las mismas cámaras en 10 minutos. El sistema intercambiable permite que parte de una unidad de apoyo táctico pueda ser alistada rápidamente para el reconocimiento a alta y baja altura. Importantes mejoras se aportaron también al sistema de navegación de a bordo, expresamente proyectado para misiones en rutas preestablecidas.

Totalmente similar al CF-5 canadiense es la variante NF-5 fabricada en 105 ejemplares para la aviación holandesa, también equipada con un sistema de navegación Doppler, depósitos suplementarios de 1040 litros e hipersustentadores de maniobra.

A mediados de 1968, comenzaban las entregas a la USAF de la versión de reconocimiento fotográfico RF-5A, que disponía de cuatro cámaras fotográficas en la trompa, y de sus respectivos equipos auxilia-



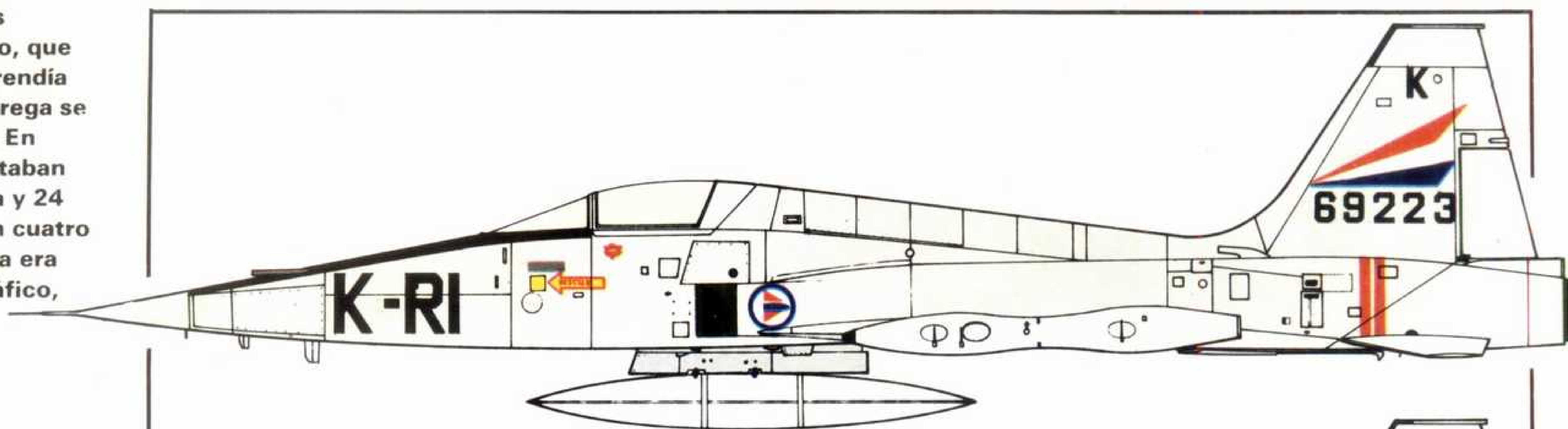






En orden descendente: volando sobre el Mar de Mármara, cuatro F-5A de la aviación turca que con el pequeño caza constituyó también una patrulla acrobática. Recién entregados, algunos F-5A de la aviación griega, aún sin mimetización (Archivo Bignozzi). En una base de Formosa, dos F-5A de la aviación de China Nacionalista (Archivo Coggi). En 1968, comenzaron las entregas de la variante de reconocimiento fotográfico RF-5A con la trompa modificada para contener cuatro cámaras fotográficas (Archivo Bignozzi). Un biplaza CF-5B fabricado por la Canadair para las Canadian Armed Forces (nueva denominación de la aviación militar canadiense) (Archivo Coggi)

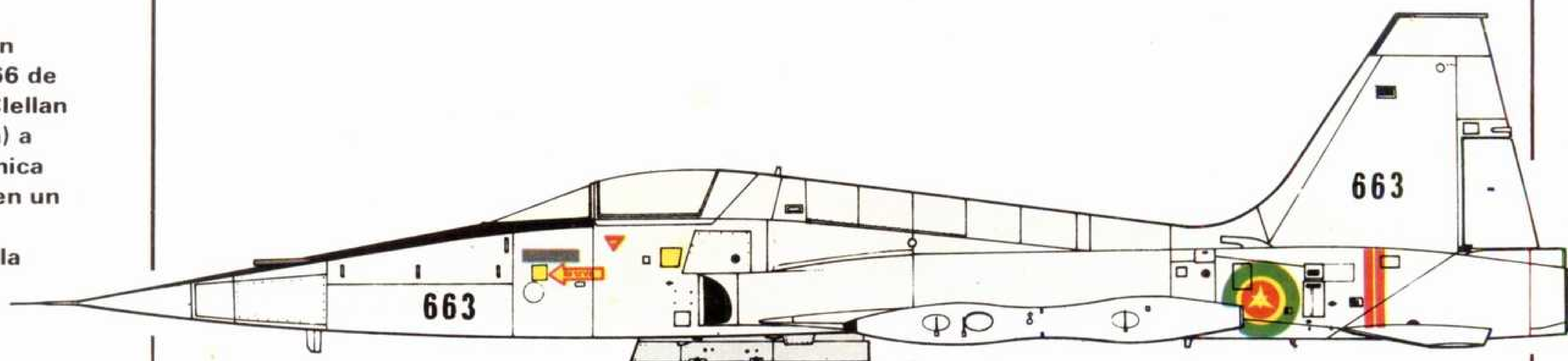
F-5G de las fuerzas aéreas noruegas. El primer pedido, que se remonta a 1964, comprendía 64 aviones; la primera entrega se cumplió en junio de 1965. En 1974, los F-5 noruegos estaban divididos en 56 monoplaza y 24 biplaza (F-5B) y equipaban cuatro unidades, de las cuales una era de reconocimiento fotográfico, provista de 16 RF-5G



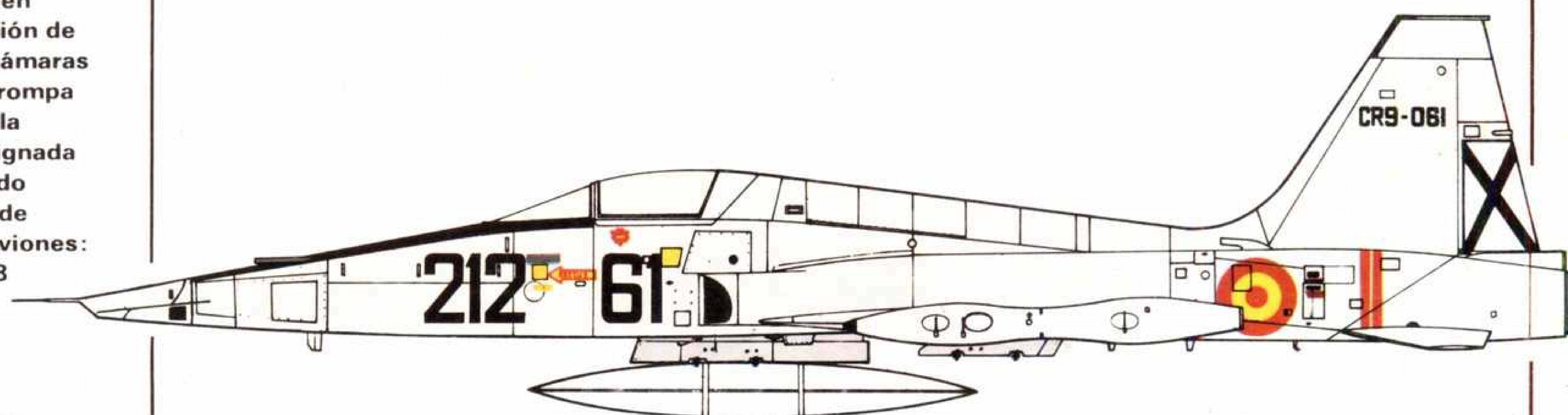
Uno de los cuatro F-5B asignados en abril de 1965 a la Republic of Korea Air Force. Junto con 16 F-5 monoplaza equiparon el 105 Squadron de la 10a. Fighter Wing con base en Suwon. Posteriormente, la aviación de Corea del Sur llegó a formar hasta 55 F-5A, a la espera de los más modernos F-5E "Tiger II", que ha ordenado recientemente



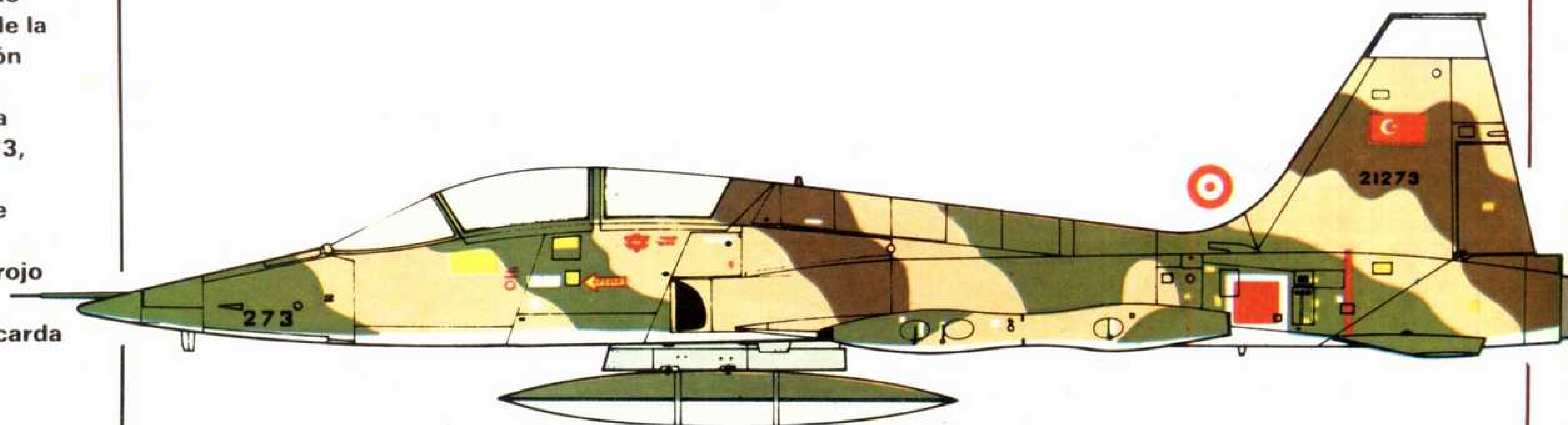
El primer F-5 de la aviación etiópica, trasferido en 1966 de la base americana de McClellan de Sacramento (California) a Haran Meda, base de la única unidad etiópica (provista en un principio de 10 aviones) constituida por el caza de la Northrop



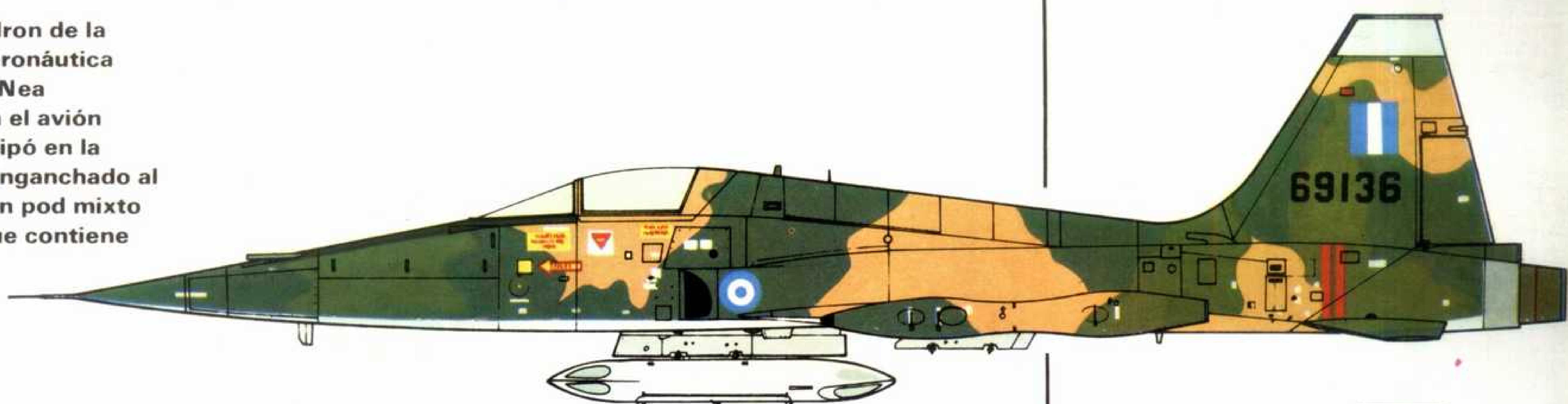
SRF-5A del 212 Escuadrón del Ejército del Aire con base en Morón. Se trata de la versión de reconocimiento con tres cámaras fotográficas KS-92 en la trompa modificada, fabricada por la CASA bajo licencia, y designada CR-9. El avión representado forma parte de un pedido de febrero de 1967 para 36 aviones: 18 de reconocimiento y 18 caza estándar (C-9)



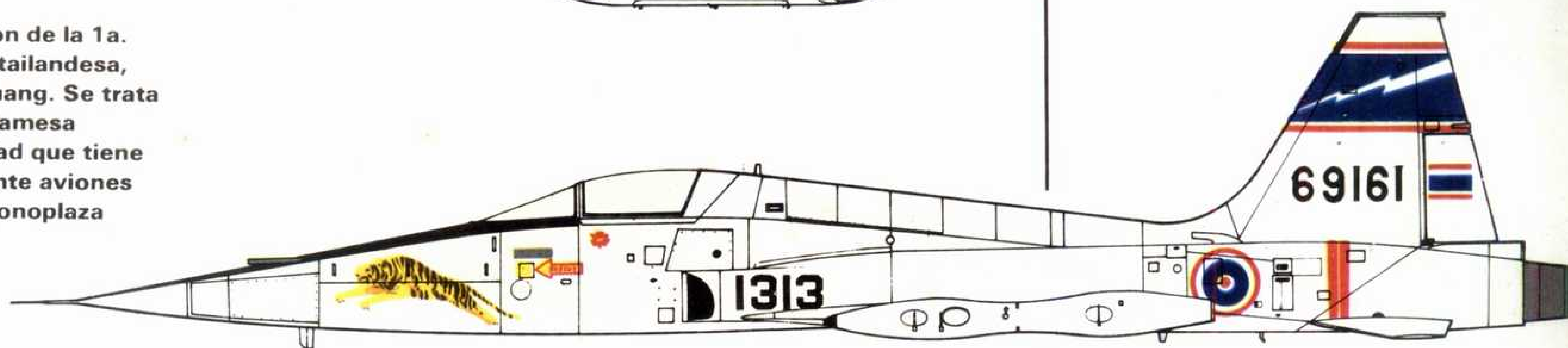
F-5B del 192 Ues (grupo de cazabombarderos) con asiento en la 9a. base (en Balikeris) de la Turk Hava Kuvvetleri. El avión ilustrado participó con Italia, Grecia y una formación mixta americana en la Best Hit 1973, concurso de tiro entre los países de la NATO del Sur de Europa. El distintivo de nacionalidad es el cuadrado rojo que se usaba entonces, sustituido en 1974 con la cucarda ilustrada aparte



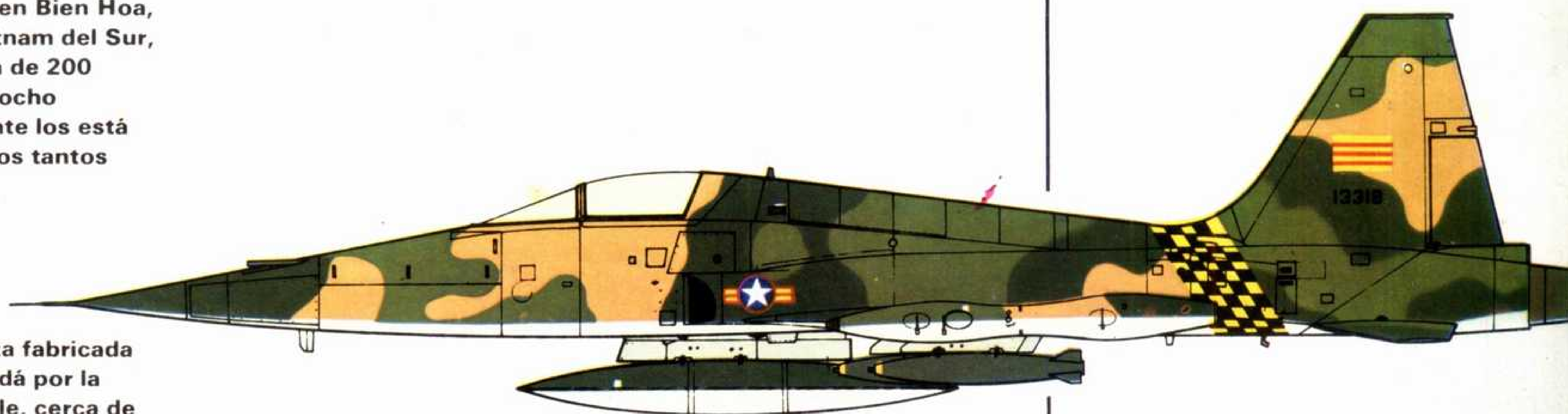
F-5A del 341 Squadron de la 111a. Wing de la aeronáutica griega con base en Nea Ankhialos. También el avión representado participó en la Best Hit de 1973. Enganchado al pilón ventral lleva un pod mixto (tipo SUU-20/A), que contiene bombas y cohetes



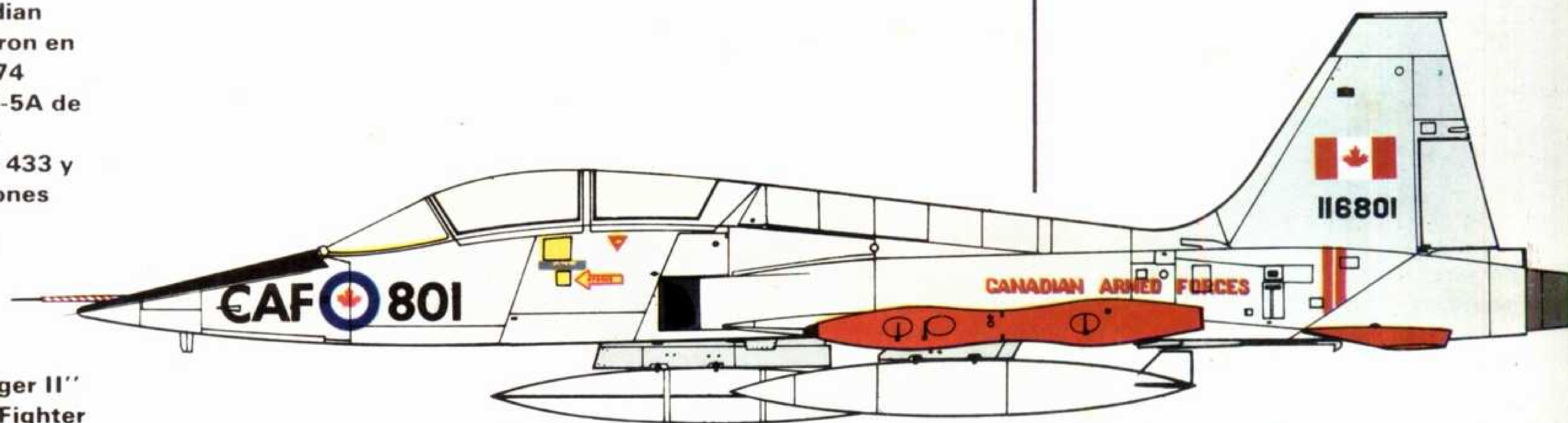
F-5A del 12 Squadron de la 1a. Wing de la aviación tailandesa, con base en Don Muang. Se trata de la única unidad siamesa dotada del F-5, unidad que tiene en servicio unos veinte aviones de este tipo entre monoplaza y biplaza



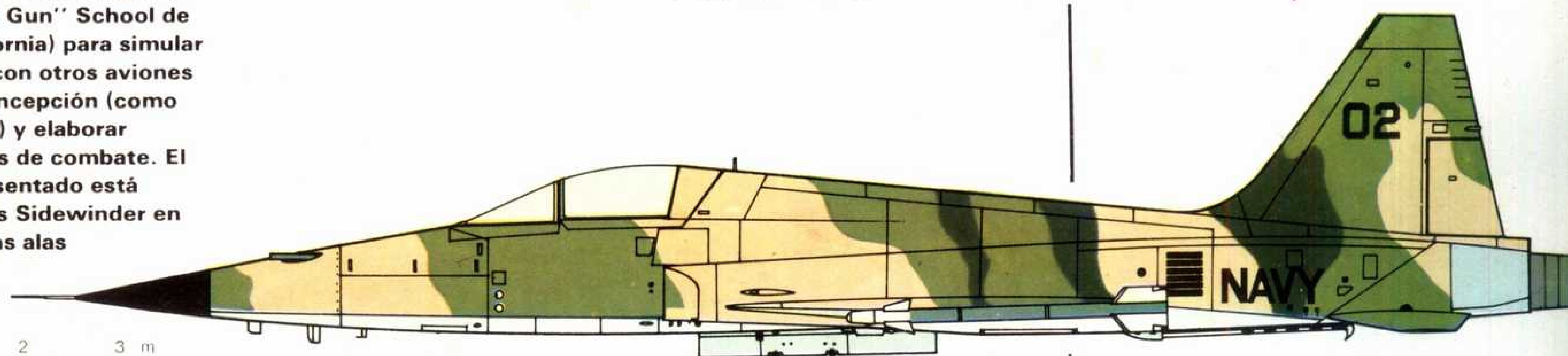
F-5A del 522 Squadron de la 23a. Wing, con base en Bien Hoa, de la aviación de Vietnam del Sur, que en 1974 disponía de 200 F-5A distribuidos en ocho Squadron; actualmente los está sustituyendo con otros tantos F-5E



CF-5B, versión biplaza fabricada bajo licencia en Canadá por la Canadair en Carterville, cerca de Montreal. Para las Canadian Armed Forces se fabricaron en total 115 aviones. En 1974 seguían operando los CF-5A de dos unidades del Mobile Command, los Squadron 433 y 434, provistos de 27 aviones cada uno



Uno de los dos F-5E "Tiger II" empleados por la Naval Fighter Weapons "Top Gun" School de Miramar (California) para simular duelos aéreos con otros aviones de moderna concepción (como el F-14 Tomcat) y elaborar nuevas técnicas de combate. El ejemplar representado está armado con dos Sidewinder en las puntas de las alas



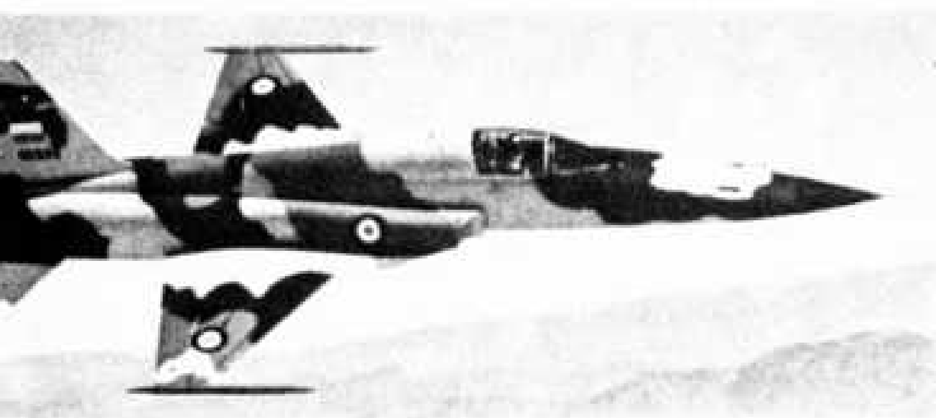
0 1 2 3 m

roberto terrinoni









Arriba, en orden descendente: en el aeropuerto de Wheelus (Trípoli), en 1968, el comandante de la Real Aviación Libia, mayor Bashiir Mukashbir, se prepara para un vuelo con el coronel americano A.G. Schneider. Uno de los 70 CE-9, designación para el F-5B fabricado por la CASA para la aviación española. El prototipo de la versión mejorada F-5E "Tiger II", identificable por las nuevas tomas de aire y la unión entre éstas y el ala. Así como con el F-5A, la aviación iraní fue la primera fuerza aérea extranjera que adoptó el nuevo F-5E. Abajo: la versión biplaza del Tiger II, siglada como F-5F (Archivo Bignozzi)

res, que comprendían cuatro exposímetros, un equipo de deshielo y enfriamiento, y una minicalculadora. En total, la USAF recibió 89 ejemplares de esta versión del Freedom Fighter.

Otras versiones expresamente estudiadas para países extranjeros son el F-5G, del cual se fabricaron 80 unidades para la aviación noruega (más 16 en versión de reconocimiento RF-5G) y el SF-5A, que entró en servicio en la aviación española con la designación militar C-9; este modelo (con su biplaza CE-9) fue fabricado bajo licencia por Construcciones Aeronáuticas S.A. en 70 ejemplares.

En noviembre de 1970, el gobierno americano seleccionaba una nueva variante del caza Northrop, el F-5E, como vencedor del concurso para un caza internacional destinado a reemplazar al F-5A. En efecto, la casa americana había propuesto en 1969 una variante del F-5 con motores más potentes, los J85-GE-21 de 2268 kg, con un incremento del 21 por ciento respecto del empuje originario del F-5. En el curso de más de 70 vuelos, la Northrop examinó toda la capacidad de vuelo del aparato, que comprendía también el empleo operativo a alturas superiores a los 15000 m y a velocidades de Mach 1,6 inclusive.

El programa inicial de producción del nuevo F-5, previsto para 326 aviones, fue revisto posteriormente, apuntando hacia 1000 ejemplares aproximadamente para fabricar con un ritmo mensual medio de alrededor de 20 aparatos.

El proyecto del F-5E "Tiger II" (como fue denominado el nuevo desarrollo del Freedom Fighter) pone más firmemente el acento sobre las características de maniobrabilidad que en aquéllas de velocidad, incorporando además los hipersustentadores de maniobra ya adoptados con éxito en los F-5 canadienses y holandeses. Las modificaciones en la célula se refieren esencialmente a la sección central del fuselaje, alargado en 38 centímetros, las tomas de aire más grandes, los depósitos de mayor capacidad (combustible utilizable total 2538 litros); también se aportaron mejoras esenciales a los equipos de a bordo: los antihielo, de presurización, como también en la dotación electrónica, que prevé un aparato radar en miniatura. El armamento aún está constituido por dos cañones de 20 mm, pero prevé misiles Sidewinder en las puntas de las alas y hasta 3175 kg de carga bélica externa. El primer F-5E salió de la fábrica de Hawthorne el 23 de junio de 1972, voló el 11 de agosto y fue entregado a la USAF en la primavera de 1973, mientras que las entregas al exterior comenzaron hacia fines del mismo año. Una versión modificada con posterioridad fue estudiada expresamente para Arabia Saudita, con la instalación de un sistema de navegación inercial Litton LN-33.

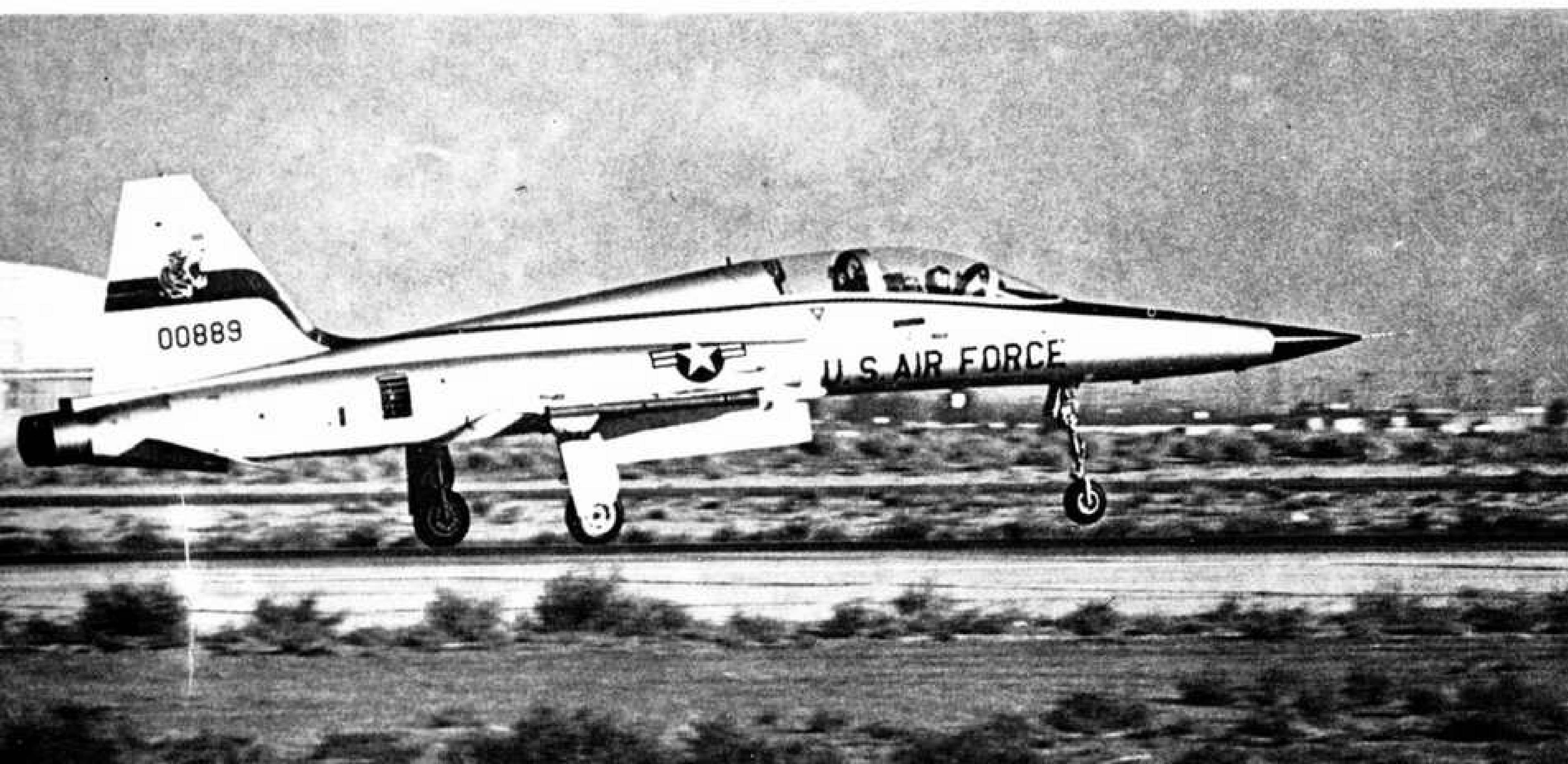
Del F-5E se realizan también una versión para el reconocimiento fotográfico (RF-5E) y una biplaza de adiestramiento (F-5F), con fuselaje alargado alrededor de un metro. Esta última variante voló por primera vez en setiembre de 1974; las primeras entregas del F-5E se efectuaron a Vietnam del Sur e Irán.

Una mención aparte merece el T-38, considerado —como ya se ha dicho— el fundador de esta afortunada familia. El desarrollo y la producción ininterrumpida de casi 1200 T-38 en el trascurso de más de 16 años representan un importantísimo ejemplo de éxito industrial, no sólo porque el aparato mantuvo las promesas (y, por lo tanto, fue fabricado en grandes cantidades), sino también porque esto se logró dentro de límites de tiempo y costo programados. La Northrop está convencida de que el éxito del T-38 se debió ampliamente al hecho de que la configuración fue desarrollada durante aproximadamente tres años antes de llegar a la definitiva, objeto del contrato de la USAF. Es decir, la casa comenzó sus estudios mucho antes de que madurase efectivamente el pedido del cliente. Cinco configuraciones básicas fueron estudiadas y descartadas antes de llegar a la definitiva. En marzo de 1955 se bosquejaba la primera idea, y el biplaza en su fórmula definitiva volaba en abril de 1959. En enero de 1972 finalizó la producción en serie de los 1176 ejemplares de T-38, en el trascurso de la cual además de varias mejoras en los motores, se introdujeron un parabrisas resistente al impacto de los pájaros, un tren de aterrizaje más fuerte —derivado de aquél del F-5— y previsto para una vida útil por fatiga de 16000 horas, mientras que nuevos paneles en nido de abeja aseguran una más prolongada vida estructural.

Su empleo

Más de 1150 F-5 entraron en servicio en 18 países. Los F-5, además de la Northrop en California, fueron fabricados bajo licencia en Canadá, España y Holanda.

Ordenados en un principio por la USAF en octubre de 1962, los primeros F-5 fueron entregados en abril de 1964 a la base Williams en Arizona, donde el Tactical Air Command de la USAF apenas había comenzado a adiestrar pilotos y personal técnico de los países a los cuales estaban destinados los F-5. El primer país que recibió el caza liviano americano fue Irán (febrero de 1965), seguido en el mismo año por China Nacionalista, Grecia, Corea, Filipinas, Turquía; en 1966, los F-5 fueron asignados a Etiopía, Marruecos, Noruega y Tailandia y, más tarde, a la República Vietnamita y Libia (1968). En octubre de 1965, el F-5A comenzó sus operaciones en los cielos de Vietnam, donde su facilidad de mantenimiento fue apreciada considerablemente, no obstante algunas deficiencias presentadas por el avión, que determinaron modificaciones y mejoras en las versiones posteriores del caza Northrop.



SAAB J-35 Draken



El SAAB J-35F (izquierda), caracterizado externamente por el carenado debajo de la proa para el sistema de puntería laser destinado a los cuatro misiles "Falcon" (Archivo Catalanotto). Abajo: el 21 de enero de 1952 comenzaron las pruebas del diminuto SAAB 210, prototipo aerodinámico para la fórmula en doble delta; comandaba este avión el piloto de prueba, B.R. Olow (Associated Press). Más abajo: los primeros dos J-35A formados con los tres prototipos (en segundo plano) en el campo de la SAAB en Linköping. Se observa la diferente forma de la cabina y de la tobera (Archivo Catalanotto)



CARACTERÍSTICAS		J-35A	J-35B	J-35D	J-35F	J-35X
Envergadura	m	9,40	9,40	9,40	9,40	9,40
Largo total	m	15,95	15,35	15,35	15,35	15,40
Altura	m	3,89	3,89	3,89	3,89	3,89
Superficie alar	m^2	49,20	49,20	49,20	49,20	49,20
Peso vacío	kg	—	—	7 625	7 425	—
Peso total	kg	9 000*	—	9 253	10 355	11 400
Peso con sobrecarga	kg	—	—	10 280	12 065	16 000
Velocidad máxima	km/h	1 910	2 124	2 124	2 230	2 124
a la altura de	m	11 000	11 000	12 192	12 192	11 000
Velocidad de crucero	km/h	—	—	950	950	—
Velocidad de trepada inicial	m/seg	200	—	250	200	175
Trepada a la altura de	m	—	—	15 240	—	11 000
en el tiempo de		—	—	4'30''	—	2'48''
Techo práctico	m	18 000*	—	—	16 764	—
Radio de acción	km	—	—	563 (1)	—	635(1) 1 003(2)
Alcance	km	—	—	—	1 126(3) 1 440(4)	3 250(5)
Motor tipo Rolls-Royce		Avon R-RM.6B	Avon R-RM.6B	Avon RB.146-RM.6C	Avon RB.146-RM.6C	Avon RB.146-RM.6C
Empuje máximo a cota 0	kg	5 103	5 103	5 765	5 765	5 765
Idem con combustión posterior	kg	6 890	6 890	7 829	7 829	7 829

*) dato aproximado; 1) misión alto-bajo-alto sólo con combustible interno; 2) misión alto-bajo-alto con dos depósitos desenganchables; 3) sólo con combustible interno; 4) con depósitos suplementarios; 5) de traslado.

Suecia figura entre las excepciones a aquello que constituye la regla en aviación, demostrando que el desarrollo de aparatos evolucionados aún puede ser realizado con éxito inclusive por países que no sean las principales potencias mundiales, ni estén asociados con otros. La autosuficiencia, que parece ser la máxima ambición sueca en todos los sectores, ha llevado desde la segunda guerra en adelante (cuando la nación debió aprender a prescindir de las provisiones del exterior), al nacimiento de una filosofía militar-industrial que ha dado vida a soluciones muy originales y que en las construcciones aeronáuticas brilla por la independencia conceptual respecto de las soluciones técnicas que ya se han afirmado en el resto del mundo. Si en los primeros tiempos de este "renacimiento" sueco, tales caracteres podían reconocerse sobre todo en detalles y soluciones especiales, con el SAAB J-35 de la década de 1950 los




SVSCIPIENTES
ALTIVS CITIVS
PERICVLS
COMMODA
F13



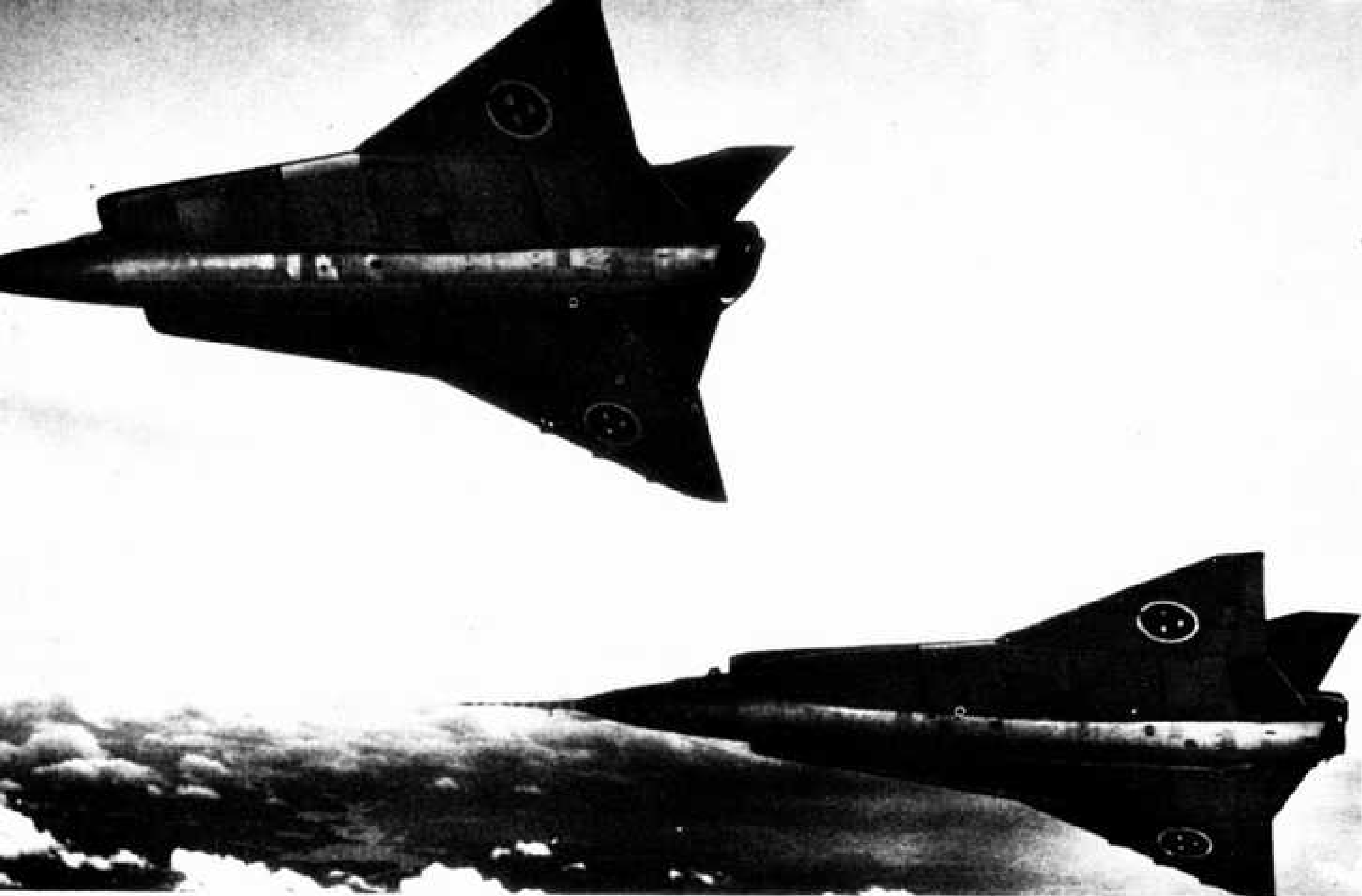

26
13



J-35F de la 13a. Flottilii, con base en Norrköping. Esta versión, apodada "Filip" (por "F"), es identificable por el nuevo diseño del techo y por el sensor debajo de la proa para la dirección de los misiles "Falcon", ilustrados en las dos versiones suecas Rb.327 y Rb.328 (alares), teledirigido y de infrarrojo respectivamente, montados al mismo tiempo en el caza sueco.
La mimetización adoptada en 1966 está constituida por los colores verde oliva oscuro e índigo en zonas irregulares, de acuerdo con un esquema similar al utilizado generalmente por la RAF. Las superficies inferiores son de color gris-azul oscuro, con excepción del fuselaje en las zonas central y posterior y de los bordes de ataque de las semialas, dejadas en la coloración natural del metal.
Debajo del número individual (26), se observa el número de matrícula, en amarillo; el emblema de la F.13, que se halla colocado en la deriva, está repetido ampliado, en el detalle

0 1 2 3 m

pino dell'orco











En orden descendente: dos de los tres prototipos SAAB J-35 en formación, durante el período experimental (Archivo Alata). En Norrköping, formación de los J-35A de la 13a. Flottilii, la primera unidad equipada con estos aviones (Archivo Catalanotto). La actitud de aterrizaje muy empinada impuso la adopción de doble rueda en la cola en el J-35B, caracterizado también por el alargamiento de la sección de popa. Estas modificaciones luego fueron adoptadas inclusive para los modelos A. La variante de adiestramiento Sk-35C, con la cabina biplaza y la cola similar a la del J-35A (Archivo Bignozzi). Arriba, derecha: vuelo en pareja de J-35A, armados de misiles aire-aire Sidewinder

técnicos suecos demostrarían su feliz originalidad, dando vida al "doble delta" "Draken", potente y versátil aparato que respondía a una de las más exigentes especificaciones jamás publicadas para un avión militar.

Su técnica

La característica sobresaliente del SAAB J-35 "Draken" (que en esta descripción técnica se refiere al J-35F), probablemente el mejor avión de reacción con ala en delta construido hasta ahora, es la insólita planta en doble delta, que en los paneles externos presenta una flecha marcadamente inferior a la de las secciones alares más próximas al fuselaje. Esta fórmula ofrece muchas ventajas, entre ellas la de llevar a la realización de semialas internas que, dada la considerable cuerda y no obstante el reducido espesor relativo, tienen un gran volumen utilizable para la instalación de depósitos y equipos; además presentan brillantes características aerodinámicas a las máximas velocidades de vuelo en virtud de su considerable flecha. Las semialas externas, por el contrario, embestidas por un flujo no acelerado por la presencia del fuselaje (como sucede, en cambio, para aquéllas internas), pueden tener flechas muy inferiores y, en consecuencia, lograr características de sustentación más brillantes.

El Draken está constituido por cuatro conjuntos estructurales principales: las dos semialas externas, abulonadas a las internas de modo que su eliminación permita el trasporte por tierra del avión (cuyo ancho se reduce, de este modo, a 4,40 m); la sección anterior del fuselaje, que se extiende hasta la altura del borde de ataque de las raíces de las semialas externas, y a las cuales están adheridas las secciones anteriores de las semialas internas; la sección posterior del fuselaje, unida mediante bulonado a la anterior, y que forma un solo conjunto estructural con los paneles posteriores de las semialas internas y con la deriva, y en el cual está alojado el motor.

La estructura del Draken es del clásico tipo monocasco reforzado de aleación liviana, aunque incorporando elementos de acero de alta resistencia y utilizando también encolamientos metal-metal. El ala, cuya flecha en el borde de ataque pasa de los 80° de las secciones internas a los 57° de las externas, está basada en perfiles con espesor del 5 por ciento de la cuerda, y tiene una estructura multilarguero extremadamente rígida y fuerte, cuyos numerosos elementos resistentes aseguran características *fail-safe*, es decir, la capacidad de soportar considerables cargas (aunque, naturalmente, inferiores a las máximas que se verifican en condiciones extremas) aun en el caso de lesiones de algunos de dichos elementos, sin incurrir en el peligro de colapsos catastróficos. Mientras que las secciones alares internas, en las cuales están ubicados los conductos para la conducción del aire al reactor, los alojamientos de los parantes posteriores del tren de aterrizaje y cuatro depósitos por semiala, tienen una estructura en la cual costillas y largueros sostienen la mayor parte de las cargas; las semialas externas, sujetas esencialmente a cargas puramente aerodinámicas, tienen una estructura de tipo más difundido con revestimiento en láminas de considerable espesor.

El borde de salida del ala está totalmente ocupado por las superficies de control (como cualquier "sin cola", tampoco el Draken puede utilizar hipersustentadores posteriores), constituidas por los elevones que se extienden hasta las puntas de ala, divididos en dos elementos por semiala, comandados por criques hidráulicos y, los externos, balanceados dinámicamente.

El fuselaje, cuidadosamente perfilado, tiene una estructura tradicional con revestimiento de lámina reforzada por cuadernas trasversales y larguerillos longitudinales, y termina en la parte anterior con la gran trompa de material dieléctrico en la cual está alojada la antena parabólica del radar. Comandos, cableados y tuberías corren en su mayoría en la aleta dorsal que une la cabina con la deriva, gozando de este modo de una óptima accesibilidad. El puesto de pilotaje, en posición considerablemente avanzada, ofrece al piloto una excelente visibilidad, y el techo trasparente se abre a modo de concha, girando alrededor de una bisagra dispuesta en correspondencia con la punta de su gran arco posterior. Éste está provisto de asiento eyectable SAAB, que permite al piloto lanzarse a cualquier altura y velocidad de vuelo, hasta los límites de cota 0 y de 100 km/h, y está munido de un instrumental particularmente avanzado, expresamente estudiado para reducir al mínimo el esfuerzo del piloto. El parabrisas está en condiciones de resistir, hasta velocidades de 1300 km/h, el impacto de pájaros de 5 kg de peso. Por último, forman parte del fuselaje los dos frenos aéreos dorsales y los dos ventrales, de limitada superficie, y constituidos por paneles del revestimiento, articula-

dos aproximadamente a la altura del eje de bisagra de los elevones.

El empenaje vertical, de considerable superficie y con una marcada flecha en el borde de ataque, está constituido por una amplia deriva de triple larguero y por el timón articulado a ésta, y accionado por criques hidráulicos.

El tren de aterrizaje, con paso y distancia entre ejes de 4 m y 2,70 m respectivamente, está constituido por el parante anterior, que se retrae hacia adelante en la trompa del fuselaje, y por los dos parantes posteriores, que se ocultan en el vientre de las secciones centrales del ala, girando hacia el exterior y encogiéndose durante la retracción de modo que reduzca el volumen ocupado. A estos elementos, de los cuales el primero tiene un neumático inflado entre los 10 y 13 kg por centímetro cuadrado, y los segundos entre los 12 y los 17 kg, se suma un cuarto parante, corto y de doble rueda, instalado debajo de la cola del fuselaje para protegerlos en el caso de aterrizajes con incidencias anormalmente elevadas. Por pedido del cliente se puede instalar el gancho de detención, mientras que el paracaídas-freno está alojado en la raíz del borde de salida del plano vertical.

El motor del Draken es el Rolls-Royce "Avon" RM.6C, fabricado bajo licencia por la Volvo Flyg motor y provisto de un quemador posterior sueco FM 67; dispone de arranque Plessey instalado en el cono terminal del fuselaje, del cual puede ser extraído por la parte posterior, permitiendo fáciles operaciones de control y mantenimiento. La sección del fuselaje ocupada por el motor y el quemador posterior, que un mamparo parallamas aísla del resto del avión, está ventilada y refrigerada con aire captado por tomas que se abren en el revestimiento del fuselaje. Curiosamente para un avión bisónico, las tomas de aire son de geometría fija; sin embargo éstas utilizan las ondas de choque que se forman en la trompa del avión para lograr elevados rendimientos en el vuelo a las máximas velocidades.

El equipo de alimentación desemboca en un conjunto de nueve depósitos, entre integrales y flexibles, dispuestos en las semialas internas y en el fuselaje, para una capacidad total de 4000 litros que, sin embargo, puede aumentar a 7500 litros aproximadamente mediante la adopción de cuatro depósitos subalares, y está controlado por un sistema que regula la erogación de combustible desde cada uno de los depósitos, de modo que reduzca la amplitud del desplazamiento del baricentro del avión. El Draken presenta dos equipos hidráulicos totalmente independientes que, en el caso de avería del motor, pueden ser accionados por la bomba acoplada al molinete que sobresale del vientre del fuselaje. El equipo eléctrico está constituido por una red trifásica y por una alterna, que aseguran también la alimentación de la refinada aviónica, que comprende radar, radio para navegación y comunicaciones, IFF, sistemas de guía hacia el blanco y dispositivos para la colimación del armamento (de infrarrojo, laser, etcétera). El avión está provisto de piloto automático y sistema para la estabilización en los tres ejes.

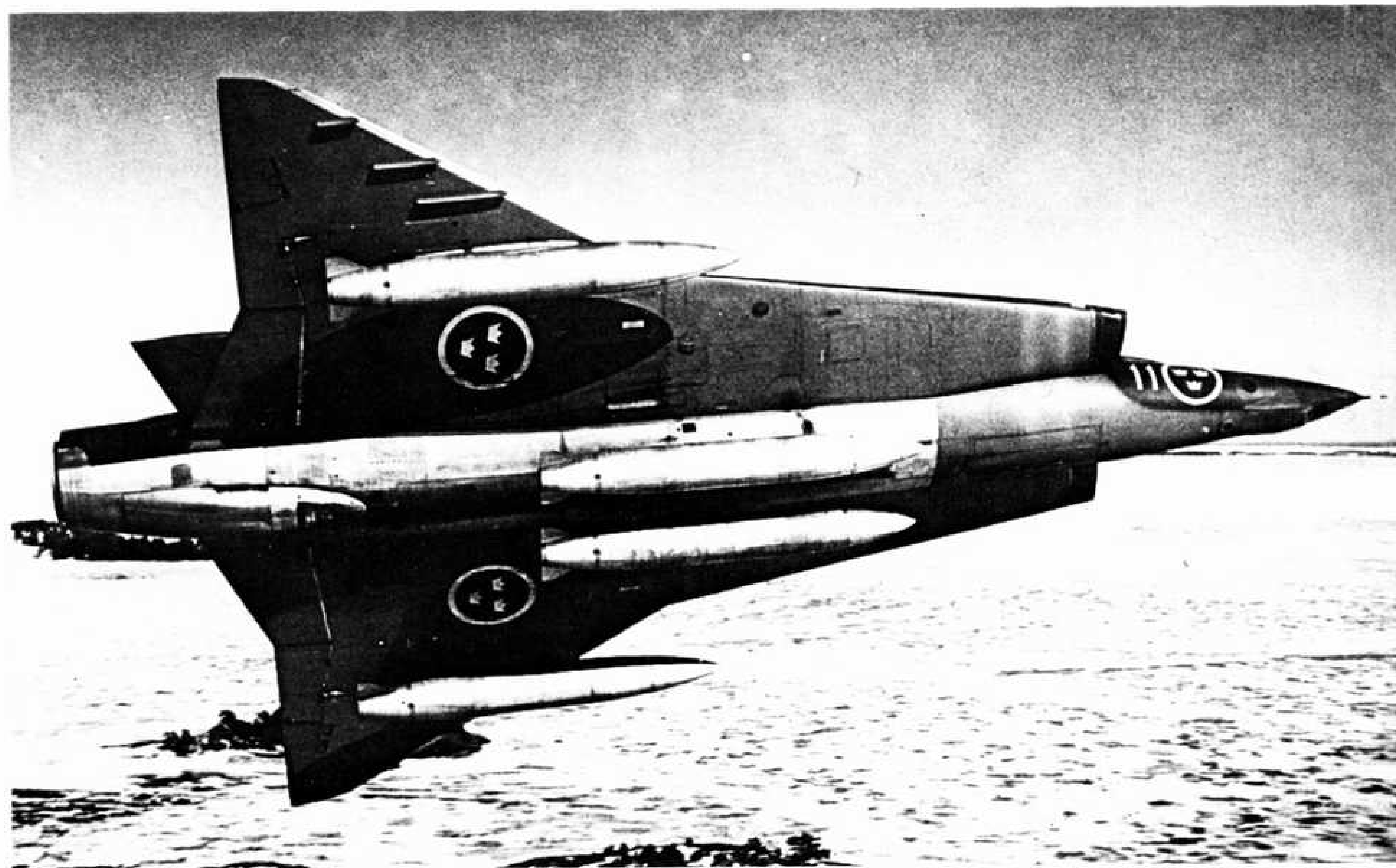
Además de un abundante armamento externo, que puede ser aplicado a los nueve pilones con los cuales cuenta el avión, y que aumenta de 907 kg a 4082 kg, cuando se utilizan depósitos suplementarios para un total de 3550 litros, en las misiones con combustible interno solamente, el Draken está dotado de dos cañones Aden de 30 mm, con una provisión de municiones de 100 proyectiles por arma, instalados en el borde de ataque de las semialas internas.

Su evolución

Data de 1949 el pedido, por parte de la Flygvápnet, para un avión de interceptación todo tiempo, capaz de una velocidad supersónica (se requería, por lo menos, Mach 1,4) y, al mismo tiempo, en condiciones de operar desde pistas relativamente cortas; además, el avión debía resultar lo más maniobrable posible y asumir como función secundaria las tareas de ataque a tierra y reconocimiento. Reunir en un único proyecto tantos y tan opuestos requisitos requería una solución radicalmente nueva, por lo menos así lo consideró la oficina técnica de la SAAB —Svenska Aeroplan AktieBolaget— dirigida por el ingeniero Erik Bratt. La configuración en delta era la solución que permitía una mayor aproximación a los resultados deseados pero, sin embargo, presentaba muchos problemas tanto en las mínimas como en las máximas velocidades, como también en materia supersónica. Bratt resolvió el problema adoptando la característica planta en doble delta, considerada capaz de permitir la mejor maniobrabilidad a velocidades subsónicas, buenas características STOL y excelentes marcas en vuelo supersónico. Las perspectivas parecían interesantes, pero comportaban el riesgo de adoptar una configuración jamás experimentada: se solucionó realizando un avión experimental con la misma configuración. Mucho más pequeño que el caza proyectado, del cual era prácticamente un modelo en escala reducida, y propulsado por un turborreactor Armstrong Siddeley "Adder" de sólo 475 kg/empuje, el SAAB 210 voló el 21 de enero de 1952, un mes después del comienzo del planeamiento detallado del SAAB R. 1250, como la casa había denominado en un principio al SAAB 35.

En orden descendente: un nuevo diseño de las tomas de aire, llevadas más hacia adelante, caracteriza al J-35D (Archivo Bignozzi). Formación de cuatro J-35D durante una demostración en el Salón de París de 1969 (Archivo Alata). Un SAAB J-35D decola desde la pista de Farnborough, con el quemador posterior en funcionamiento, durante la muestra aeronáutica de 1968 (Archivo Alata). Un S-35E, variante de reconocimiento fotográfico del J-35D, identificable por las instalaciones fotográficas en la sección de proa. El ejemplar pertenece a la 10a. Flottilii (Archivo Catalanotto)





Uno de los prototipos SAAB J-35, caracterizados por el corte oblicuo de la corta popa y por la ausencia de ventanillas posteriores en el techo; la U indica la fase experimental. El primer vuelo se realizó en Linköping, donde tiene su sede la casa constructora, el 25 de octubre de 1955, comandado por el piloto de prueba de la SAAB, Bengt Olow



J-35A en la configuración inicial, con la cola corta. Este modelo entró en servicio en la Flygvápnet desde comienzos de 1960



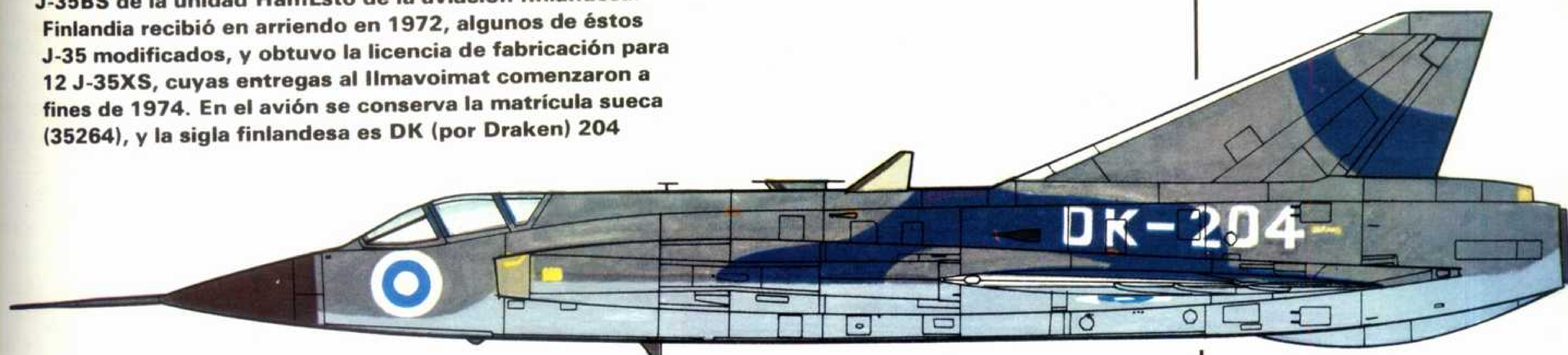
J-35A después de la adopción del nuevo quemador posterior, que comportó el alargamiento de la sección de popa.
El avión ilustrado, matrícula 35077, pertenecía a la F.13 y recibió el primer tipo de mimetización para las superficies superiores, que se extendía hasta debajo de la proa.
El avión está representado con el soporte ventral para dos misiles Rb.324



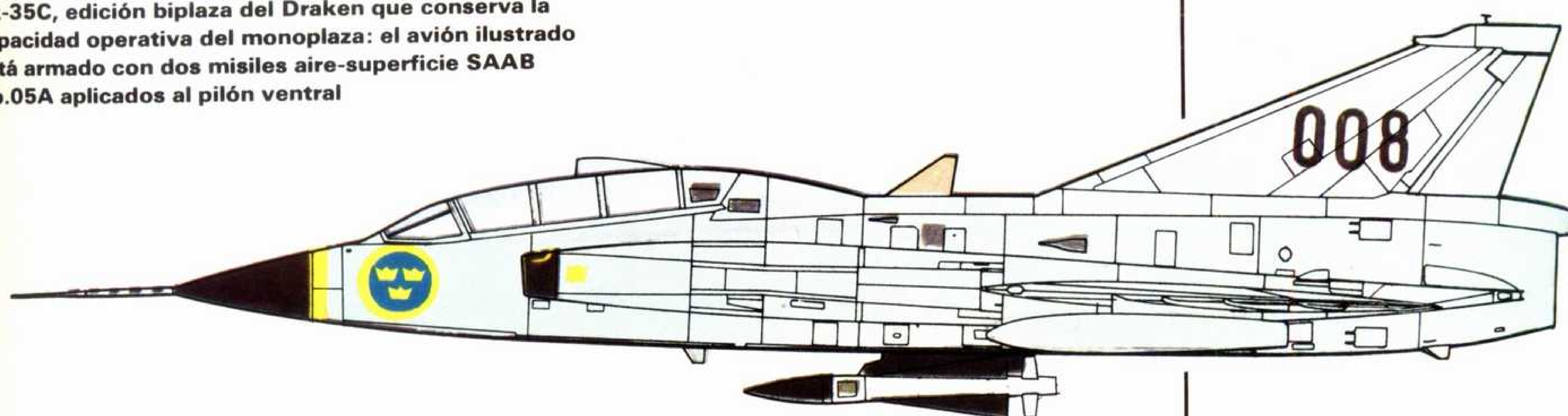
J-35B de la F.18 con asiento en Tullinge, cerca de Estocolmo, con un depósito ventral de 525 litros.
La decoración escaqueada de la unidad está presente también en el vientre del ala, en los portillos del tren de aterrizaje



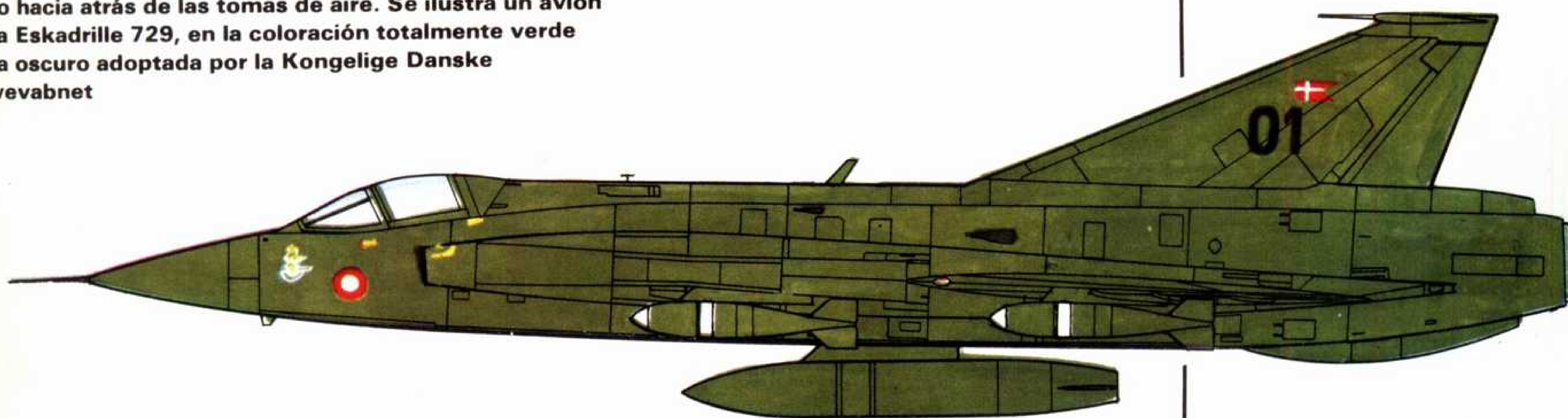
J-35BS de la unidad HämLsto de la aviación finlandesa. Finlandia recibió en arriendo en 1972, algunos de éstos J-35 modificados, y obtuvo la licencia de fabricación para 12 J-35XS, cuyas entregas al Ilmavoimat comenzaron a fines de 1974. En el avión se conserva la matrícula sueca (35264), y la sigla finlandesa es DK (por Draken) 204



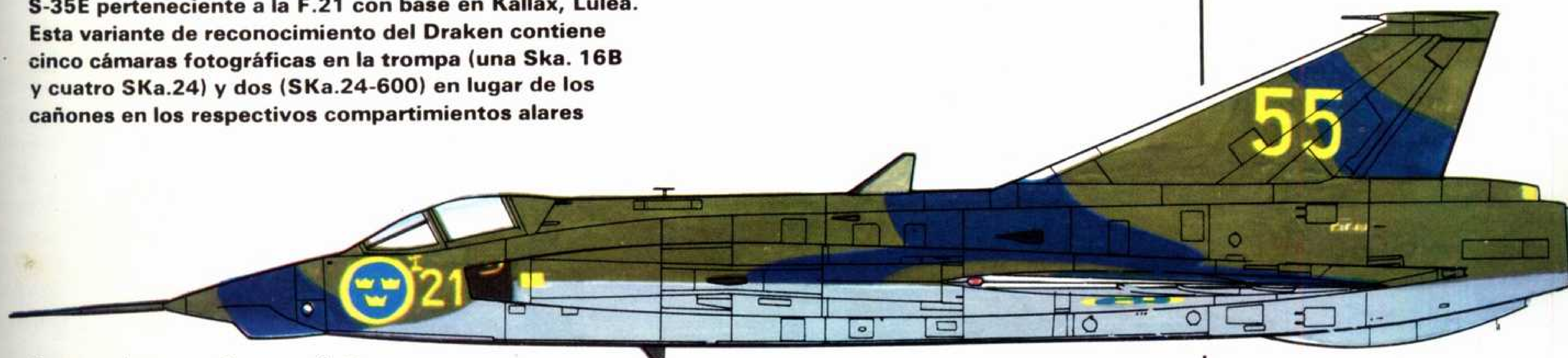
Sk-35C, edición biplaza del Draken que conserva la capacidad operativa del monoplaza: el avión ilustrado está armado con dos misiles aire-superficie SAAB Rb.05A aplicados al pilón ventral



J-35XD, variante para las fuerzas aéreas danesas caracterizada por los portabombas suplementarios un poco hacia atrás de las tomas de aire. Se ilustra un avión de la Eskadrille 729, en la coloración totalmente verde oliva oscuro adoptada por la Kongelige Danske Flyvevabnet



S-35E perteneciente a la F.21 con base en Kallax, Lulea. Esta variante de reconocimiento del Draken contiene cinco cámaras fotográficas en la trompa (una Ska. 16B y cuatro SKa.24) y dos (SKa.24-600) en lugar de los cañones en los respectivos compartimientos alares



0 1 2 3 m

pino dell'orco · claudio tatangelo









En orden descendente: los dos prototipos del J-35F, aún sin el iluminador laser característico de esta versión. Uno de los primeros J-35F entregados a la 13a. Flottilii en la coloración mimética adoptada en 1968. En la cola, el emblema de la unidad. Dinamarca fue el primer país que adoptó el caza sueco, ordenado en 40 ejemplares, de los cuales algunos aun en la variante de reconocimiento. Un considerable incremento en la capacidad de carga caracteriza a las variantes de exportación del Draken, como se observa en esta fotografía de un SAAB J-35XD de la aviación danesa, en la coloración oscura adoptada por aquella fuerza aérea

Los resultados de estas pruebas fueron prometedores, tanto es así que ya en agosto de 1953 la Flygvåpnet ordenaba tres prototipos, tres aviones de preserie, y la parte anterior de otro avión para estudiar su variante biplaza. El primer prototipo, con un Avon 200 original, voló el 25 de octubre de 1955, y el 26 de enero siguiente llegó a velocidades supersónicas sin quemador posterior; le siguieron los otros dos y luego los aparatos de preserie, caracterizados por el empleo de la edición sueca (RM. 6B) del turborreactor británico y del quemador posterior (el sueco SFA modelo 65), el primero de los cuales comenzó sus vuelos el 15 de febrero de 1958.

El primer modelo de serie, J-35A según la denominación de la Flygvåpnet, entró en línea el 2 de marzo de 1961, cuando la Flottilii 13 de Norrköping finalizó la conversión al nuevo avión, seguida por la F.16 de Upsala. Este primer modelo poseía equipos bastante modestos, limitándose al aparato de control de tiro SAAB S6B, al radar de interceptación (del tipo francés CSF fabricado en Suecia por la Ericsson) y al piloto automático Lear. Ya aparecía mejor la dotación del J-35B, que comprendía el colimador y sistema de tiro SAAB S7 para ataques en ruta de colisión. Esta versión, que entró en servicio en 1961 con la F.16 y luego con la F.18 en Tullinge, adoptaba el nuevo quemador posterior Modelo 66, que comportaba un considerable alargamiento de la cola: tal modificación había sido introducida por el 63 J-35A, el primero que llevó también la doble rueda en la cola, para permitir el pleno aprovechamiento de las características de sustentación de la superficie alar en el aterrizaje.

El 30 de diciembre de 1959 había volado el primer biplaza, variante que recibió la sigla Sk. 35C y fue fabricada en pequeña serie, obtenida modificando células de J-35A, del cual conservaba el quemador posterior. Estaba caracterizada por la larga cabina con los puestos en tándem, el posterior levemente más elevado y con periscopio, y por la falta de radar y armas. Un motor más potente, el RM.6C (correspondiente al Avon 300 RB. 146 Mk. 60) con un nuevo quemador posterior (Modelo 67) y un incremento de 522,77 litros en la capacidad de los depósitos internos, pero sobre todo una más avanzada dotación radioelectrónica que lo integraba en el sistema semiautomático (STRIL 60) de defensa del espacio aéreo sueco, caracterizaron al J-35D, identificable por las tomas de aire de nuevo diseño y llevadas más hacia adelante. Más pesado pero más veloz que su antecesor, el J-35D reequipó la F.13 en 1964, la F.10 en Angelholm y, más tarde, otras formaciones. También fue el primer modelo con asiento eyectable que podía ser utilizado inclusive a cota cero (aplicado luego también en el J-35B), sistema de control de vuelo SAAB FH5 en lugar de Lear, instrumental con indicación vertical correspondiente al sistema STRIL 60.

Siguió el S-35E, variante de reconocimiento fotográfico del J-35D, del cual difería por la proa totalmente nueva, corrediza hacia adelante para inspección y mantenimiento de las cámaras fotográficas y que entró en servicio a fines de 1964, con la F.11.

La versión fabricada en mayor cantidad, de los aproximadamente 600 Draken fabricados hasta 1969, es el J-35F, mucho más completo en materia de aviónica: sistema SAAB 57B de control de tiro en ruta de colisión, radar de localización y telemetría Ericsson PS-01/A, sensor Hughes (de fabricación Ericsson) de infrarrojo debajo de la trompa para la dirección de los misiles, aparatos de navegación/comunicación PN-594/A y PN-793/A, sistemas ECM. El armamento se basa normalmente en cuatro misiles Hughes "Falcon", fabricados en Suecia en las dos versiones con dirección de radar semiactiva Robot 27 y de rayos infrarrojos Robot 29, los primeros aplicados debajo del fuselaje y los demás a los pilones alares, y en un cañón de 30 milímetros.

Modificaciones poco importantes, excepto un considerable aumento en la capacidad interna de combustible y en la carga aplicable externamente, caracterizan a la versión de exportación SAAB J-35X, realizada en 40 ejemplares (más seis biplaza, SAAB J-35XT) para la aviación danesa, que comenzó a recibirlos en 1970. En el mismo año, la aviación finlandesa ordenó 12 ejemplares, armados en el mismo país por la Valmet. Los aviones daneses son indicados como SAAB J-35XD y los finlandeses como XS (por Suomi, Finlandia).

Su empleo

Concebido en el clima de la "guerra fría", en un país firmemente decidido a defender su propia neutralidad, el Draken vivió su carrera operativa en años de paz, aunque "caliente", y su limitada difusión impidió que se encontrara en los lugares donde se combatió. De este modo, su empleo careció totalmente de episodios bélicos, y sólo fue estimulado por los encuentros con aviones extranjeros que, deliberadamente o no, violaron el espacio aéreo sueco, y que el "doble delta" invitó a alejarse. Igualmente pacífica es la vida operativa de los Draken finlandeses, encuadrados en el 11 Grupo del Ilmavoimat en Kuopio, que forma el elemento todo tiempo de la caza finlandesa y de los daneses. En Suecia, a pesar de que el SAAB J-37 "Viggen" comenzó a reemplazar desde 1971 al Draken de las principales unidades, éste aún constituye la columna vertebral de la Flygvåpnet: en 1974, aún eran 19 las unidades basadas en el "doble delta" (casi exclusivamente en la versión J-35F) por un total de alrededor de 500 ejemplares y, sólo en 1978, se preveía la sustitución con el Viggen.

LOCKHEED
C-130 Hércules



Tomados en Palmdale (izquierda) los dos prototipos YC-130 con matrículas 53-3396 y 53-3397. Abajo, en orden descendente: el radomo fue adoptado en los ejemplares C-130A a partir de la segunda serie. Las entregas del C-130A al Troop Carrier Command del TAC comenzaron en diciembre de 1956. Los 16 RC-130A destinados al 137C Squadron cartográfico, fotografiados en el campo de la firma en Marietta (Georgia). El primer empleo como lanzadores de misiles-blanco se produjo con dos GC-130A, uno de los cuales está fotografiado aquí con un Northrop Q-4B





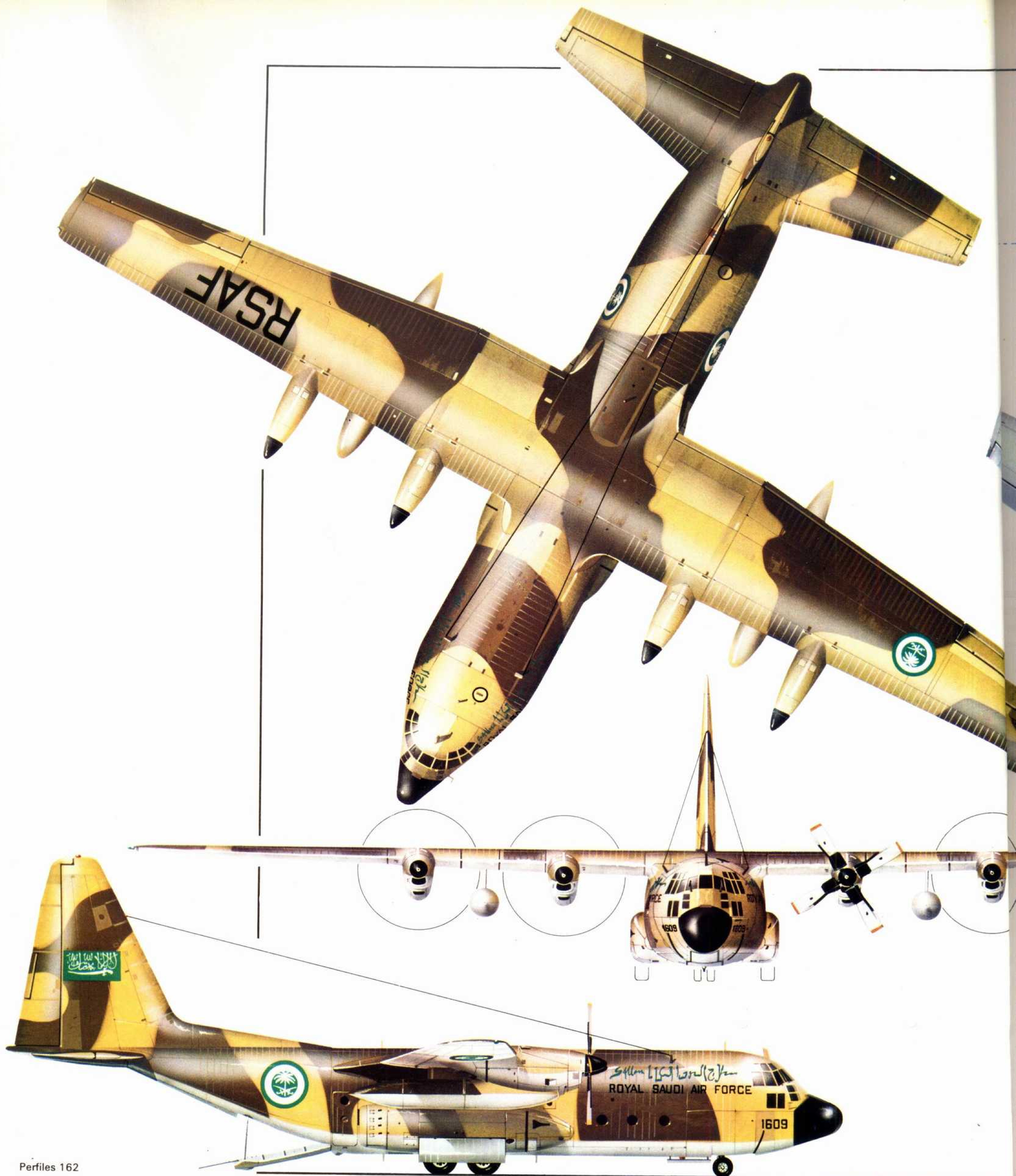
CARACTERÍSTICAS		C-130A	C-130B	C-130E	C-130H	L-100-20
Envergadura	m	40,411	40,411	40,411	40,411	40,411
Largo total	m	29,769	29,794	29,794	29,743	32,334
Altura	m	11,582	11,684	11,659	11,684	11,709
Superficie alar	m^2	162,121	162,121	162,121	162,121	162,121
Peso vacío equipado	kg	28 486	31 434	33 064	32 936	32 478
Peso total	kg	56 246	61 235	70 305	70 305	70 305
Peso con sobrecarga	kg	—	—	79 380	79 380	—
Carga efectiva máxima	kg	15 876	15 803	20 675	20 563	21 952
Velocidad máxima	km/h	—	—	618	618	606
Velocidad de crucero máxima	km/h	573	591	592	603	597
Velocidad inicial de trepada	m/seg	8,64	10,16	9,30	9,65	9,65
Techo práctico	m	10 363(1)	—	7 010(2)	10 058(3)	—
Alcance con carga efectiva máxima	km	2 945	3 701	3 895	3 943	3 872
Alcance con carga de combustible máx.	km	4 442(4) 5 391(5)	6 164(5)	7 564(5)	7 676(5)	3 890
y con una carga efectiva de	kg	12 701(4) 9 752(5)	9 298(5)	9 072(5)	9 072(5)	21 944
Motores Allison tipo		T56-A-9	T56-A-7A	T56-A-7A	T56-A-15	501-D22A
Potencia máxima en el decolaje	CV	4x3 802	4x4 106	4x4 106	4x4 571	4x4 571
Diámetro hélice	m	4,572	4,115	4,115	4,115	4,115

(1) con un peso de 45 359 kg; (2) con un peso de 70 305 kg; (3) con un peso de 58 790 kg; (4) sólo con el combustible interno; (5) con depósitos suplementarios externos.

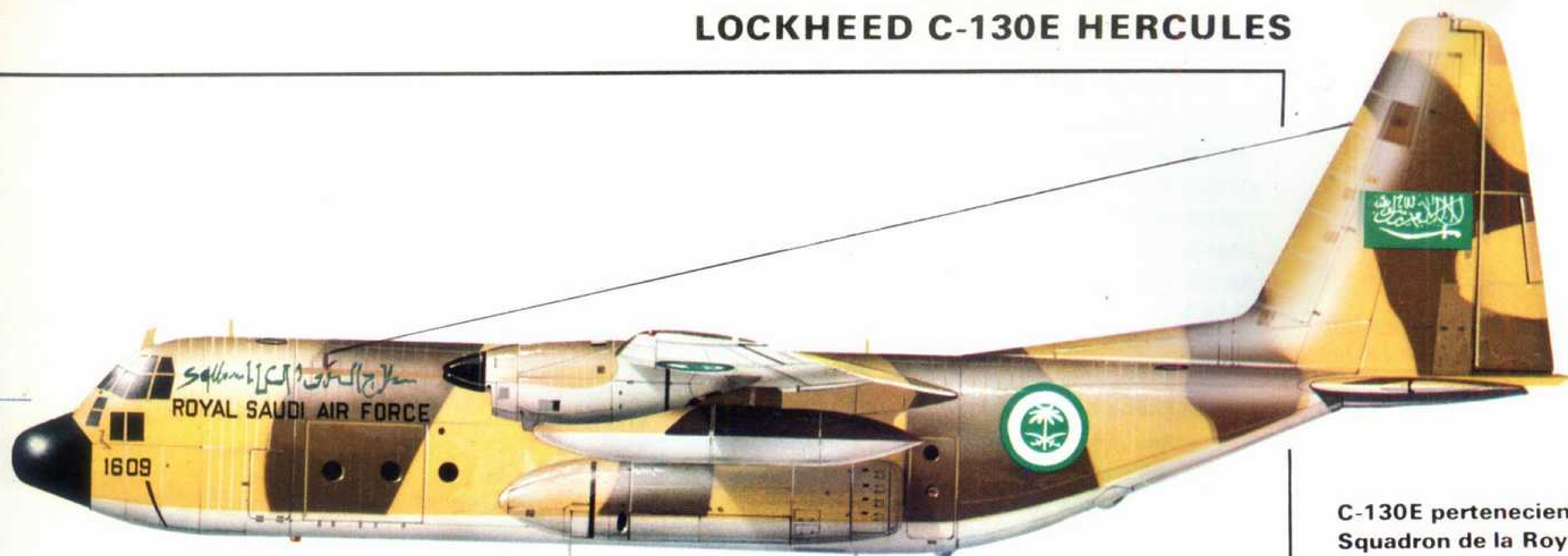
Entre las muchas enseñanzas que la USAF obtuvo del conflicto coreano, una de las más importantes fue por cierto aquélla relativa a la inadaptabilidad de sus aviones de trasporte. Con excepción del doble cola C-119, éstos eran en su mayor parte, C-46, C-47 y C-54 de la Segunda Guerra Mundial, a los cuales se habían sumado las versiones de trasporte militar del Constellation, del DC-6, del Boeing "Stratoliner" y el gran C-124 "Globemaster": en conjunto, se trataba de aviones heterogéneos de concepción bastante vieja, esencialmente extrapolaciones y adaptaciones de aviones comerciales (salvo la excepción arriba mencionada), propulsados por motores alternativos y fundamentalmente inadecuados a las nuevas y pesadas tareas que la USAF había asumido con los trasportes aéreos militares.

De estas conjeturas surgió la especificación que la USAF formuló, a comienzos de 1951, para un avión capaz de operar desde terrenos semipreparados y en condiciones de trasportar más de 17 toneladas de carga efectiva a 1800 km aproximadamente de la base de partida, además de regresar a la misma sin tener que reabastecerse. Entre los proyectos propuestos por diversas casas constructoras terminó imponiéndose el de la Lockheed y, después de los habituales exámenes y algunas reelaboraciones, siguió el pedido para dos prototipos a comienzos de julio de 1952.




RSAF
ROYAL SAUDI AIR FORCE
1609

LOCKHEED C-130E HERCULES



C-130E perteneciente al 16 Squadron de la Royal Saudi Air Force con base en Gedda. La RSAF tiene en servicio en total a 12 Hércules divididos en dos Squadron: el 4° y el 16. El primer avión llegó a Gedda en setiembre de 1965 y los demás en forma escalonada hasta 1970. Actualmente están pedidos otros 14 aviones en versiones más modernas: 10 C-130H y cuatro aviones cisterna KC-130H. Debe observarse, en la ilustración, el perfil en vuelo que muestra la posición ligeramente empinada —típica del C-130— respecto de la línea de vuelo representada por la línea de guiones en color. La vista frontal respeta en cambio la proyección de la vista en tierra

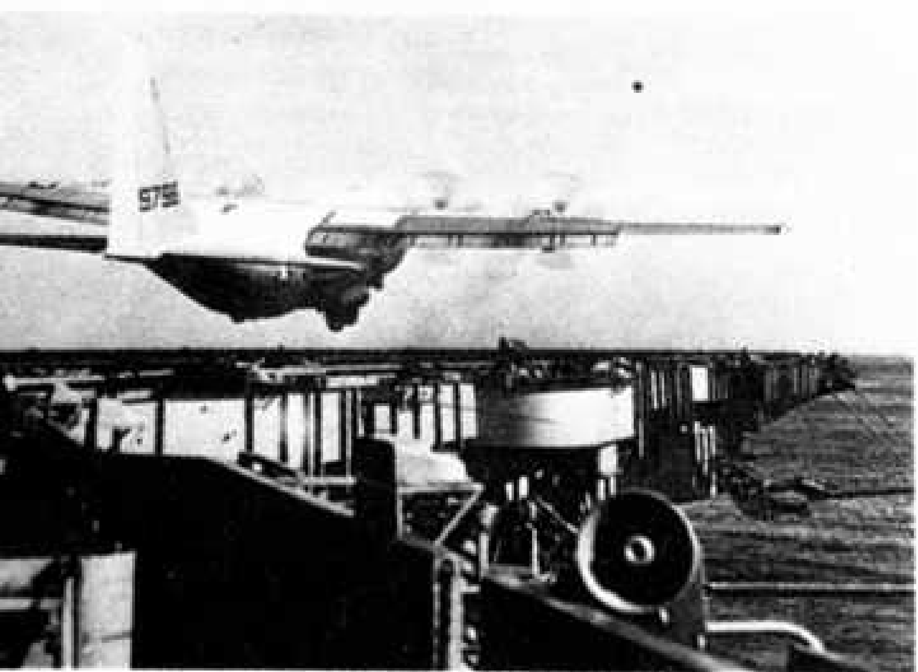
0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 m

roberto terzinoni

En orden descendente: identificable por la introducción de las hélices de cuatro palas, el C-130B fue fabricado en 230 ejemplares (Archivo Catalanotto). Varios métodos de lanzamiento de cargas a una altura mínima fueron utilizados con el Hércules. En la fotografía, uno de los primeros experimentos con un C-130B en la base aérea Stewart (Tennessee) (Archivo Bignozzi). Cuarenta y seis GV-1, variante del C-130B siglada luego KC-130F, fueron fabricados para los Marines, la U.S. Navy y la U.S. Coast Guard: uno de éstos fue utilizado en 1963 para pruebas de empleo en el portaaviones Forrestal (Archivo Bignozzi). Muchos de los GV-1 de los Marines fueron utilizados para el reabastecimiento en vuelo: en la fotografía, dos A-4 se reabastecen de un GV-1 (Archivo Catalanotto)









El planeamiento en detalle y la preparación de un prototipo del avión comenzaron inmediatamente en Burbank, sede californiana de la Lockheed y, después de que comisiones de la USAF hubieran inspeccionado repetidamente el prototipo, en setiembre de 1952 la división de la Lockheed de Marietta, en Georgia, comenzó a prepararse para la fabricación en serie del avión. Los dos prototipos, siglados YC-130, se encontraban entre tanto en construcción en Burbank y, el 23 de agosto de 1954, el primero de los Hércules (matrícula 53-3396) efectuó su primer vuelo decolando desde el aeropuerto de esta ciudad, piloteado por Stanley Beltz.

El avión, en cuanto a elegancia, no era ni siquiera lejanamente comparable a los caza y los aviones comerciales de la casa californiana, pero su configuración racional y perfectamente funcional se impondría merecidamente, siendo adoptada posteriormente en muchos multimotores y, en la práctica, en la totalidad de los cuatriturbohélice militares de trasporte.

Su técnica

El Lockheed C-130H "Hercules", última principal versión del cuatriturbohélice estadounidense, es un monoplano totalmente metálico de ala alta en voladizo, empenaje cruciforme, grupos motopropulsores en instalación tractora en el borde de ataque y tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil, cuyos parantes anteriores se retraen en los amplios carenados aplicados en los laterales del fuselaje.

El ala del C-130 está constituida por tres secciones principales: la central de planta rectangular unida al fuselaje, y que se extiende hasta las góndolas motrices internas, y las dos externas moderadamente convergentes. Tiene una estructura basada en el clásico cajón de doble larguero, con revestimiento de amplios elementos fresados cuya longitud llega a casi 15 metros. El borde de salida alar está totalmente ocupado por los hipersustentadores de deslizamiento Lockheed-Fowler, de más de 31 m² de superficie total, y por dos alerones, también con estructura de tipo tradicional en aleación liviana, con una superficie total de unos diez metros cuadrados, servoasistidos hidráulicamente y provistos ambos de aletas correctoras. El borde de ataque, en cambio, está constituido por una estructura de doble pared, en cuyo intersticio circula el aire caliente tomado de los compresores de los motores, que asegura su protección antihielo.

El corpulento fuselaje está constituido por tres elementos principales. A la amplia trompa, donde está dispuesto el puesto de pilotaje y en cuyo vientre se retrae hacia adelante el parante anterior del tren de aterrizaje, le sigue la sección central, que se extiende aproximadamente hasta la sección en la cual está unida mediante bisagras la rampa de carga posterior. Dos grandes cuadernas, dispuestas aproximadamente en la mitad de la longitud de esta sección, en correspondencia con las caras anterior y posterior del cajón alar, trasmiten al ala las cargas del fuselaje, y a éstas a su vez están unidos los parantes posteriores del tren de aterrizaje. El cono terminal, marcadamente aplastado en sentido horizontal para permitir la instalación de las rampas de carga y el trasbordo de autovehículos, se extiende hasta la pequeña popa, y a éste están unidos los empenajes.

La estructura del fuselaje está basada en una compacta serie de cuadernas trasversales y de larguerillos longitudinales, y en dos resistentes largueros inferiores, dispuestos a la altura del piso del compartimiento de carga, que tiene un volumen útil de 127,45 metros cúbicos, y que con una longitud de 12,294 m tiene un ancho y una altura de 3,048 m y 2,743 m, respectivamente. La sección del fuselaje es ligeramente más ancha que alta, de modo que permita una más fácil instalación de cargas voluminosas a bordo.

Marcadamente convergentes, y el vertical dotado de una considerable aleta dorsal, los planos de cola están constituidos por un estabilizador de doble larguero de ángulo constante y por una deriva de triple larguero, con protección antihielo del borde de ataque asegurada por la circulación de aire caliente, a la cual están articulados, respectivamente, los dos semielevadores y el timón, totalmente metálicos, dotados de aletas correctoras en el borde de salida y servoasistidos hidráulicamente.

El tren de aterrizaje, estudiado de modo que permita el empleo del avión inclusive en terrenos semipreparados, utiliza ruedas de gran diámetro (de 99 cm las dos anteriores, con una presión de 4,6 atmósferas, y de 142 cm las cuatro posteriores, con una presión de 5,6 atmósferas) y amortiguadores oleoneumáticos de larga carrera. Las ruedas posteriores están dotadas de frenos hidráulicos con dispositivos antideslizamiento, mientras que el tren de aterrizaje anterior puede virar ± 60°. La configuración del tren de aterrizaje adoptada en el Hércules, que tiene un gran precedente en la similar estructura realizada por Messerschmitt en el hexamotor Me.323, se impuso posteriormente en los aviones de trasporte militares, asegurando gracias a la gran amplitud del fuselaje, una distancia adecuada (si bien no excesiva) entre ejes, inclusive en el empleo en terrenos semipreparados.

Los motores del C-130H son los turbohélice Allison T56-A-15, alojados en góndolas realizadas con un intenso empleo de titanio (utilizado también en las secciones de hipersustentador expuestas a los gases de descarga). De gran simplicidad estructural, el Allison T56 está caracterizado por tener la caja del reductor, que pesa alrededor de 250 kg y con una relación de reducción de 13,82:1, netamente separada del conjunto de la unidad motriz y colocada en la parte anterior y arriba de éste, estando unida al mismo por dos travesaños tubulares y por el recubrimiento, con más de 70 cm de largo, en el

cual gira el árbol de potencia que sobresale del extremo anterior del compresor. El reducido volumen frontal, el bajo peso y los limitados consumos específicos del turbohélice Allison, que acciona una hélice cuatripala Hamilton Standard de velocidad constante con dispositivo de puesta en bandera y comando para la inversión del paso, junto con su capacidad de suministrar la potencia de cota cero aun a grandes alturas y con temperatura ambiente hasta los 40°C, han contribuido comprensiblemente, y en muy amplia medida, al éxito del avión.

Para facilitar el decolaje desde terrenos de limitada longitud se pueden utilizar ocho cohetes auxiliares, instalados en las secciones de la popa de los carenados en los cuales se retraen los parantes posteriores del tren de aterrizaje. En la gran trompa del carenado izquierdo está instalada, en cambio, la pequeña turbina auxiliar, empleada como fuente de energía cuando el avión está detenido en tierra, utilizada además para la puesta en marcha de los motores.

El equipo de alimentación está basado en depósitos integrales que ocupan todo el cajón resistente del ala, con excepción de las secciones en correspondencia con las góndolas de los motores. A los 26346 litros contenidos en los mismos pueden agregarse otros 10296 litros, en dos depósitos suplementarios colgados de los pilones subalares entre las góndolas motrices internas y las externas. Superficies de mando, hipersustentadores, tren de aterrizaje, frenos, portillos y rampas de carga son accionados por los dos equipos hidráulicos, mientras que la instalación eléctrica de corriente alterna está alimentada por cuatro alternadores de 40 kilovatios movidos por los motores, y por un quinto alternador de 20 kilovatios accionado por la turbina auxiliar. Los equipos que utilizan corriente continua desembocan en los rectificadores y en las baterías de a bordo. El equipo de presurización mantiene en el fuselaje una presión diferencial máxima de 0,53 kg por cm², permitiendo restablecer las condiciones de cota cero en el vuelo hasta 6000 m aproximadamente.

Su evolución

La prueba más convincente de las importantísimas características del Hércules está constituida, por cierto, por las mínimas diferencias que corren entre sus diversas variantes, confirmando la validez del proyecto original, que fue evolucionando mediante aumentos del peso total y de la potencia instalada.

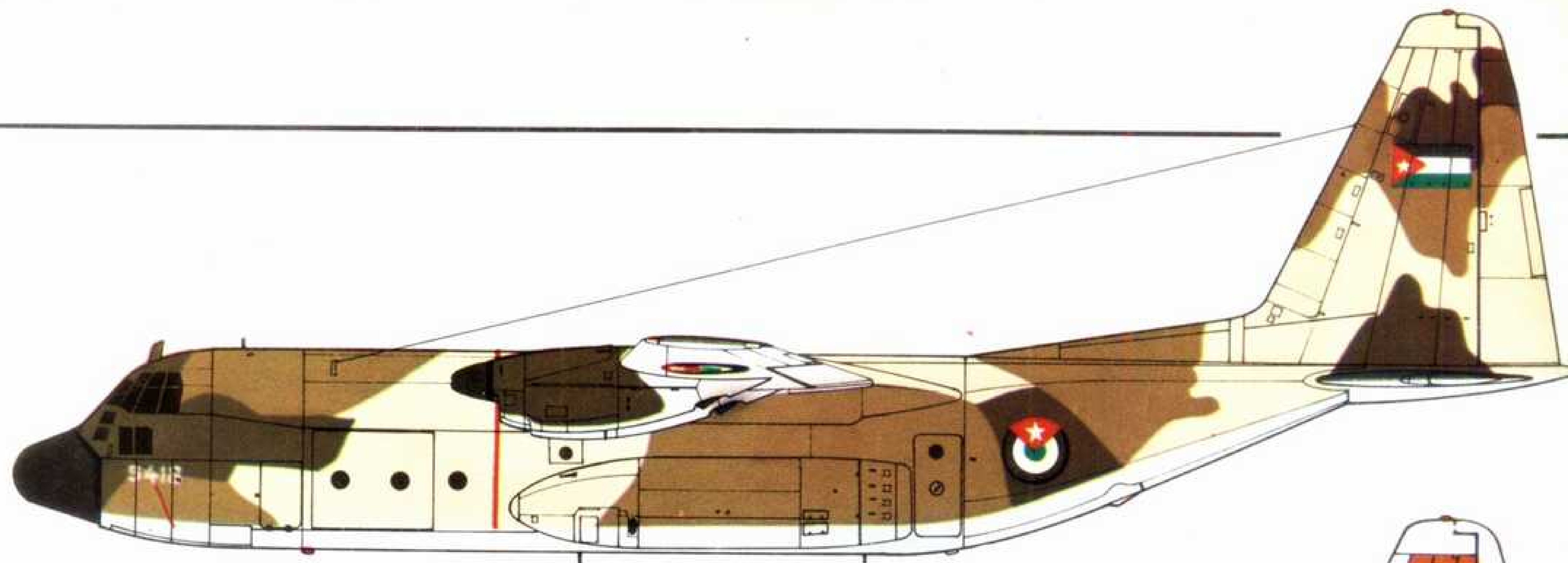
En efecto, a los 231 C-130A, que en un principio tenían una trompa redondeada sin la característica protuberancia del radomo, y de los cuales se obtuvieron los GC-130A para el control de blancos aéreos radiodirigidos, y los 16 RC-130A de reconocimiento fotográfico, provistos de aparatos aerofotogramétricos y cartográficos, siguieron los 230 C-130B, que se diferenciaron de sus antecesores por los motores más potentes (con hélice cuatripala en lugar de tripala), por una mayor carga de combustible y por un tren de aterrizaje más resistente, impuesto por los mayores pesos en el decolaje. Las variantes del C-130B fueron los doce HC-130B, que pasaron a la guardia costera americana, los seis JC-130B equipados para la recuperación de las cápsulas de los satélites espía Discoverer durante el descenso con paracaídas, y el único NC-130B, realizado para investigaciones sobre el control de la capa límite, pero que fue abandonado a pesar de presentar brillantísimas características de decolaje y aterrizaje y grandes reducciones de las velocidades mínimas de sustentación.

Los doce ejemplares del C-130D, en los cuales hacen su aparición los depósitos suplementarios subalares, son obtenidos modificando algunos C-130A, preparándolos para la instalación de JATO y dotándolos de tren de aterrizaje con parantes provistos de ruedas y esquíes (que pesaban en total alrededor de 2500 kg y con superficies parcialmente cubiertas de teflón) para el empleo en la Antártida y en superficies nevadas. El C-130E es, en cambio, totalmente similar al C-130B, pero el empleo de depósitos subalares permite a estos aviones mayores alcances. El EC-130E y el HC-130E son versiones del C-130E realizadas para las U.S. Coast Guard, mientras que la U.S. Navy recibió siete ejemplares del C-130F, similares a los 46 KC-130F de ataque y de reabastecimiento aéreo del cuerpo de los marines, pero a diferencia de estos últimos carecían de depósitos subalares y del equipo para el reabastecimiento de combustible en vuelo. Una ulterior variante del C-130E es la AC-130E, estudiada para el apoyo táctico a corta distancia y realizada en siete ejemplares, provistos de cuatro cañones de 20 mm de cañas múltiple y de cuatro minigun de 7,62 mm, reflectores y sensores de infrarrojo, y empleados en el conflicto vietnamita a partir de 1967.

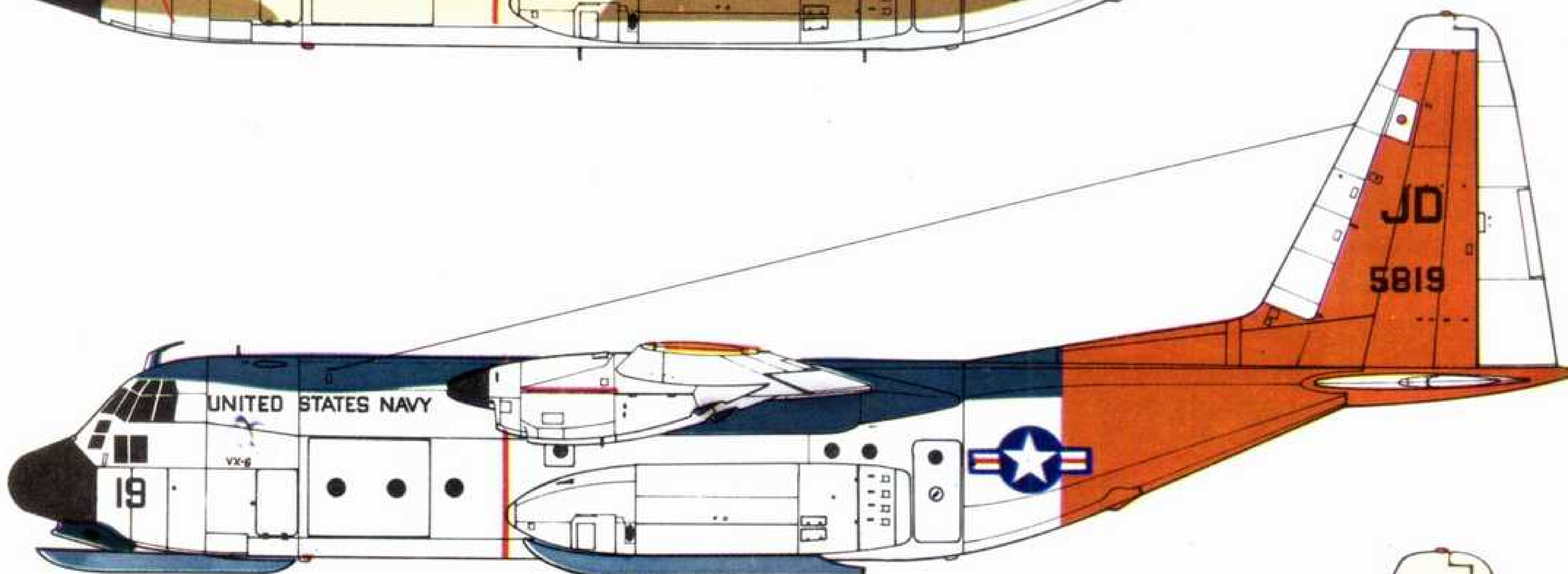
El DC-130E, en cambio, es un avión guía para blancos aéreos radiodirigidos, mientras que la denominación WC-130E se atribuye a la versión para misiones de reconocimiento meteorológico. Un posterior aumento de la potencia motriz llevó a la realización del C-130H, empleado por muchas aviaciones militares (entre las cuales se hallaba la italiana, pero obstaculizada en el empleo del avión por las dificultades experimentadas en el mantenimiento de una satisfactoria eficiencia de línea, dada la insuficiencia de los medios disponibles). Variantes de esta edición del Hércules son el HC-130H, dotado de especiales y voluminosos equipos para la recuperación de tripulaciones obligadas a descender en territorio enemigo y para misiones de salvamento en el mar, y el C-130K, suministrado a la RAF en 66 ejemplares y dotado de aviónica e instrumental en gran parte de origen británico. La versión HC-130N, similar al HC-130H y del cual la USAF ordenó 15 ejemplares en 1969, es empleado para la recuperación de tripulaciones y de cápsulas espaciales durante el descenso con paracaídas, mientras que los 20 ejemplares de HC-130P fueron obtenidos modificando algunos HC-130H para adaptarlos al reabastecimiento en vuelo de helicópteros. Los ocho EC-130Q son empleados, por último, por la U.S. Navy para tareas de enlace y como puestos de comando volantes, mientras que los LC-130R son esencialmente C-130H con tren de aterrizaje dotado



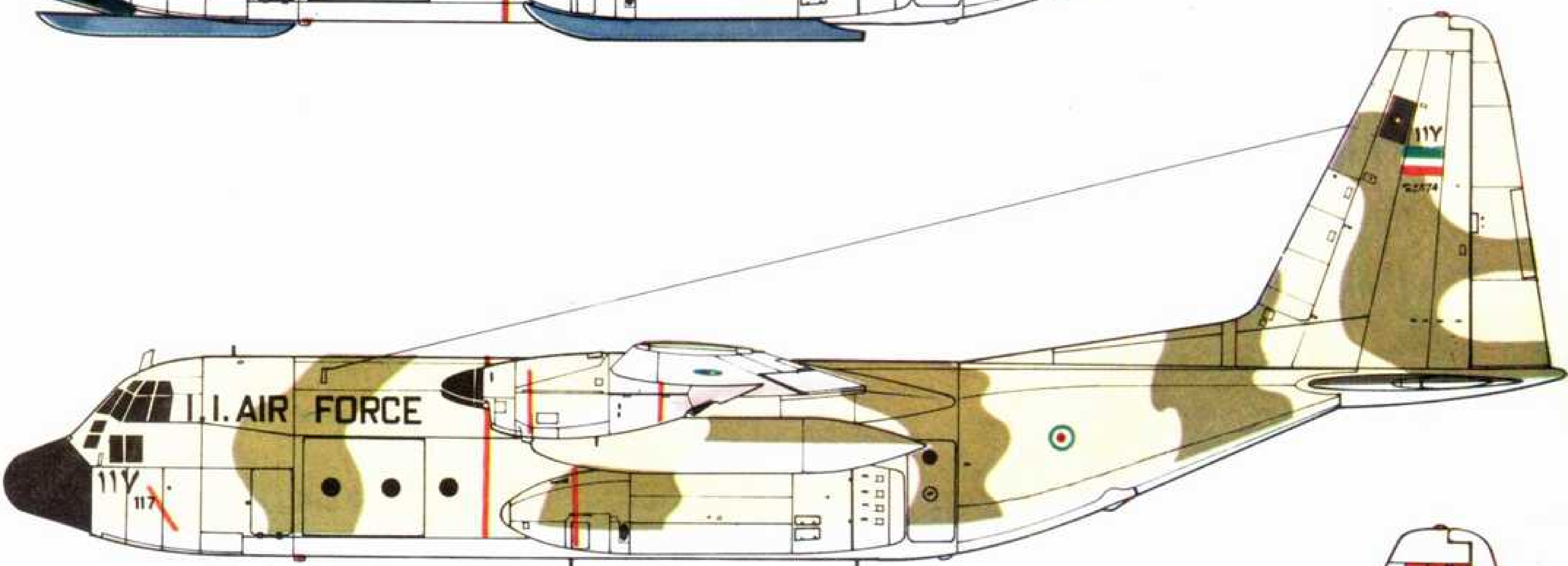
En orden descendente: un C-130B modificado con un sistema de soplado de los flaps mediante un flujo proveniente de dos turborreactores, siglado como NC-130B. Si hubiese sido fabricado en serie, el avión derivado habría sido siglado C-130C (Archivo Bignozzi). Decolaje con cohetes JATO de un C-130D, equivalente en la USAF del Hercules con esquies de la U.S. Navy. La versión de gran alcance C-130E, caracterizada por los grandes depósitos subalares fijos fue fabricada para la USAF en 359 ejemplares. En la cola lleva el distintivo del TAC (Archivo Catalanotto). VC-130E es la sigla de los Hércules para el reconocimiento meteorológico y sin los depósitos externos. Los cinco C-130H de la Royal New Zealand Air Force, fotografiados el 28 de octubre de 1969 antes de la adopción de la nueva cucarda (Archivo Bignozzi)



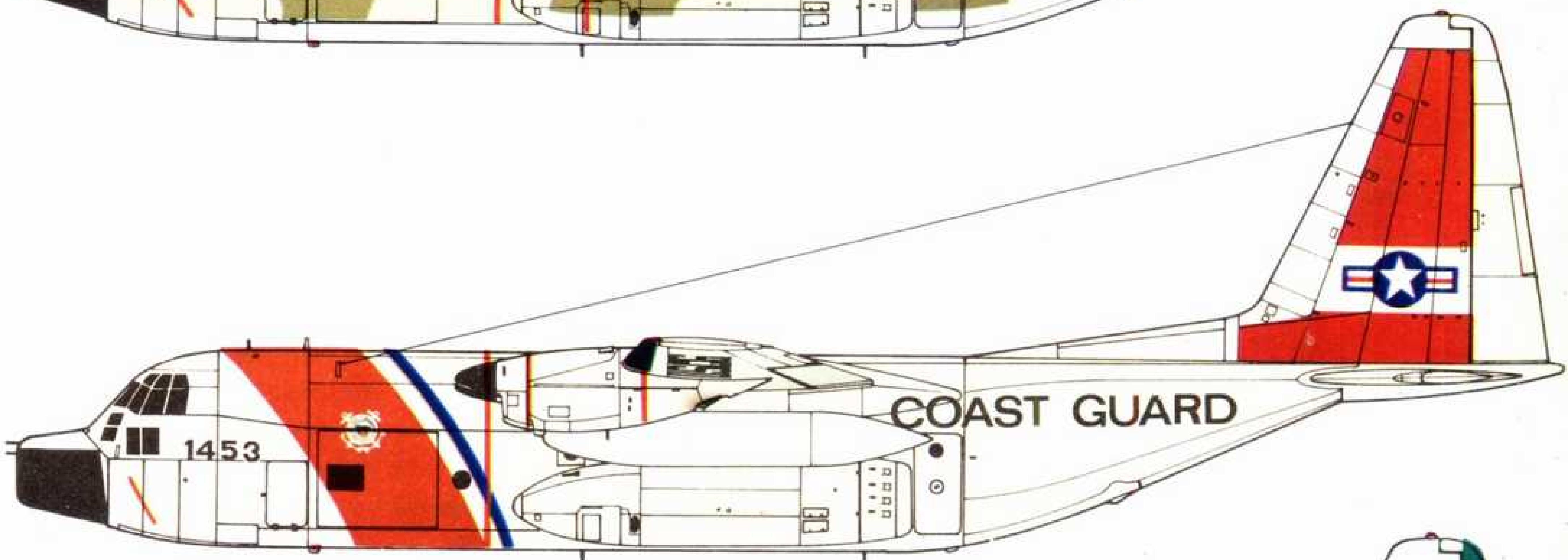
Uno de los dos Hércules C-130B cedidos a la real aviación jordana directamente por la USAF hace algunos años



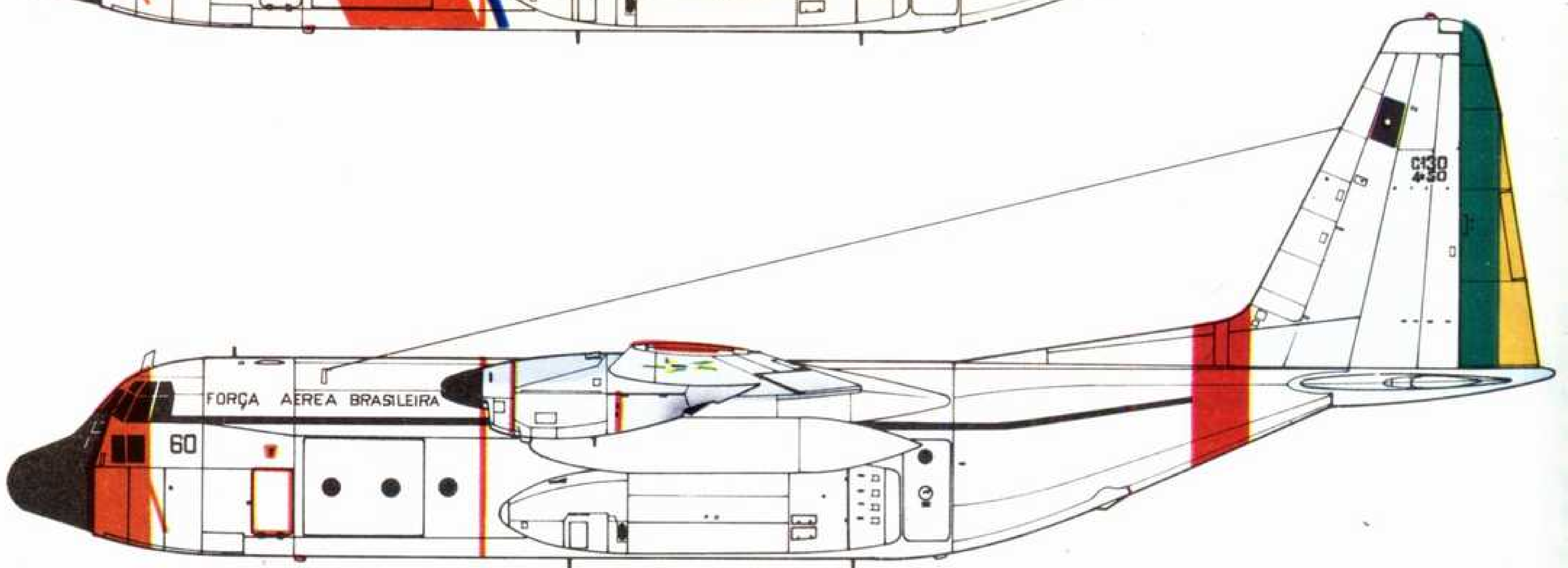
LC-130F perteneciente al 6° VX Squadron Air Devron (Development Squadron) de la U.S. Navy. Esta versión, empleada para el apoyo logístico a las bases árticas y antárticas, está equipada con esquíes y lleva la coloración antimimética. Comenzó su vida operativa en 1960



C-130E perteneciente al Imperial Iranian Air Force. Desde 1966, Irán adquirió en total 64 Hércules: 28 de este tipo, 32 de la versión H y 4 C-130B, cedidos a Pakistán en 1967. La pertenencia a la IIAF está reportada en extenso en los laterales, en caracteres latinos a la izquierda y persas a la derecha



Uno de los tres HC-130H entregados entre 1965 y 1968 a la U.S. Coast Guard. Esta organización emplea los Hércules desde 1959, en la versión HC-130E. La trompa, típica de todas las variantes del HC, está preparada para el montaje del sistema de recuperación Fulton (llamado "Yoke")



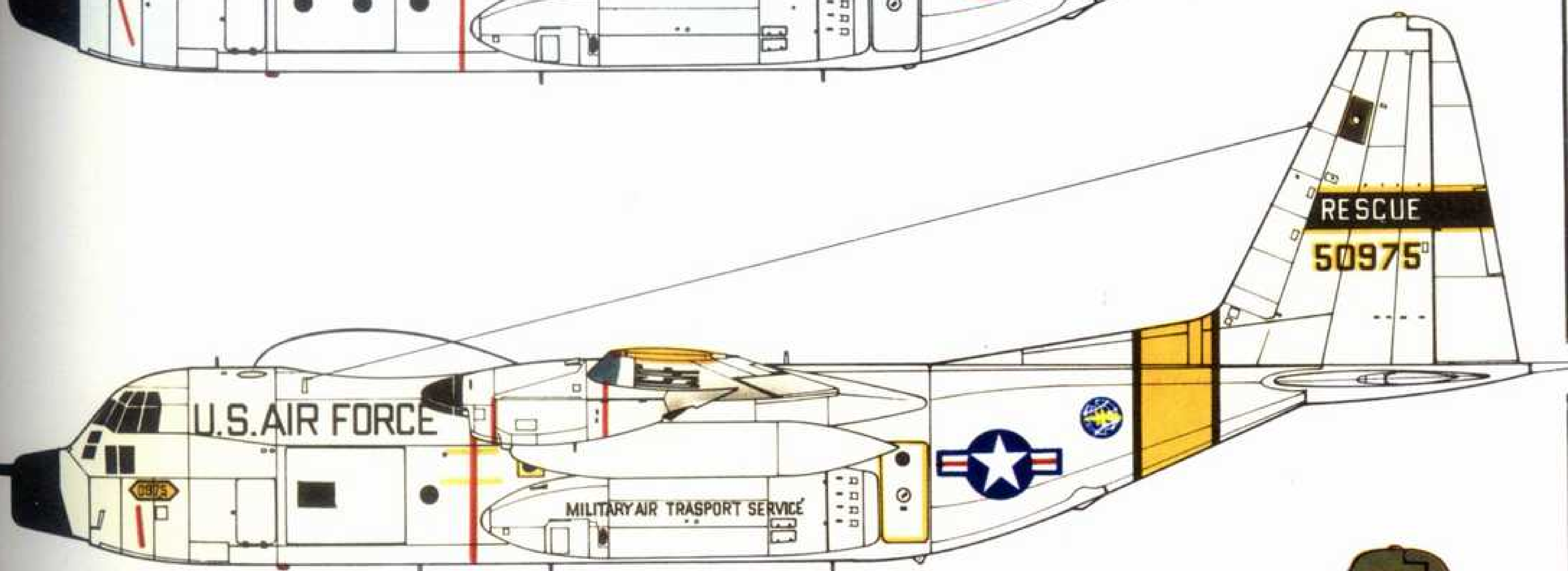
C-130E perteneciente a la Força Aerea Brasileira. Esta aviación posee 11 C-130E adquiridos en el período 1964-1968. En el curso de 1975, entraron en línea 5 ejemplares de C-130H, de los cuales dos eran equipados para el reabastecimiento en vuelo



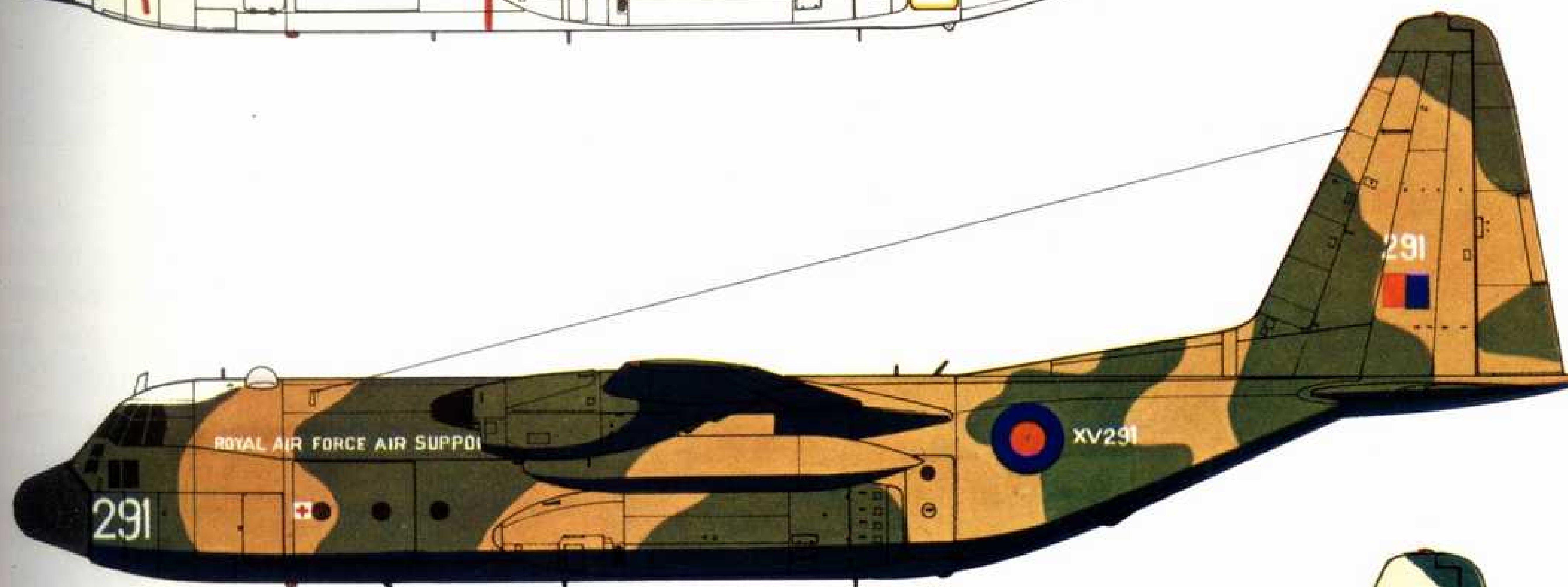
roberto terrinoni

C-130H perteneciente al 50 Grupo de la 46a. Brigada Aérea de Trasportes Medianos de la AMI. Las entregas de los 14 ejemplares ordenados comenzaron en 1972

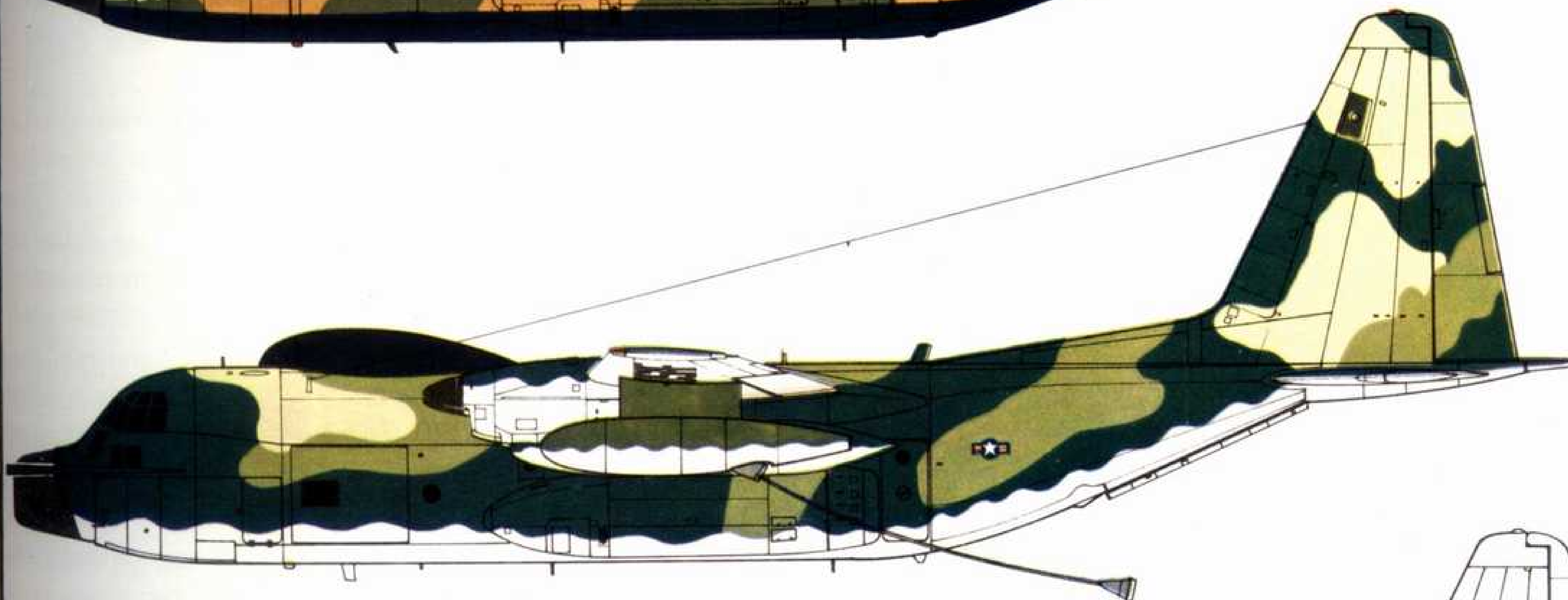




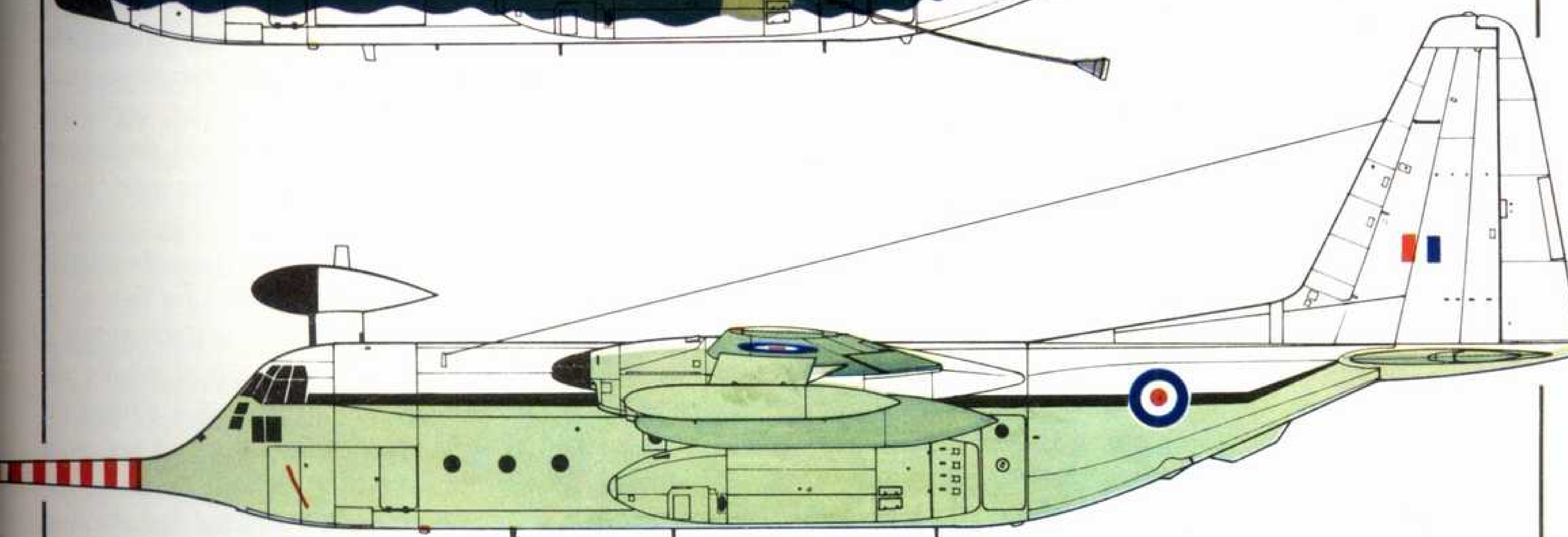
HC-130H, versión estudiada en 1963 para la recuperación en vuelo de hombres y objetos. El primer empleo se cumplió para la recuperación en el mar de los vehículos espaciales Géminis y Apolo. El avión ilustrado pertenece al 67 Aerospace Rescue and Recovery Squadron de la 40a. A.R.R. Wing del MATS. En la giba dorsal está encerrado un sistema de observación UHF



C-130K del 48 Squadron de la RAF, que adquirió 66 aviones en el periodo 1965-1966 con entregas hasta 1968. Es una variante del C-130H designada en Inglaterra C-Mk.1, y dotada de electrónica de fabricación inglesa. La zona blanca sobre la cabina de pilotaje es la pantalla térmica antirradiaciones solares; obsérvense las cucardas de dos colores solamente y la nueva mimetización con las superficies inferiores negras

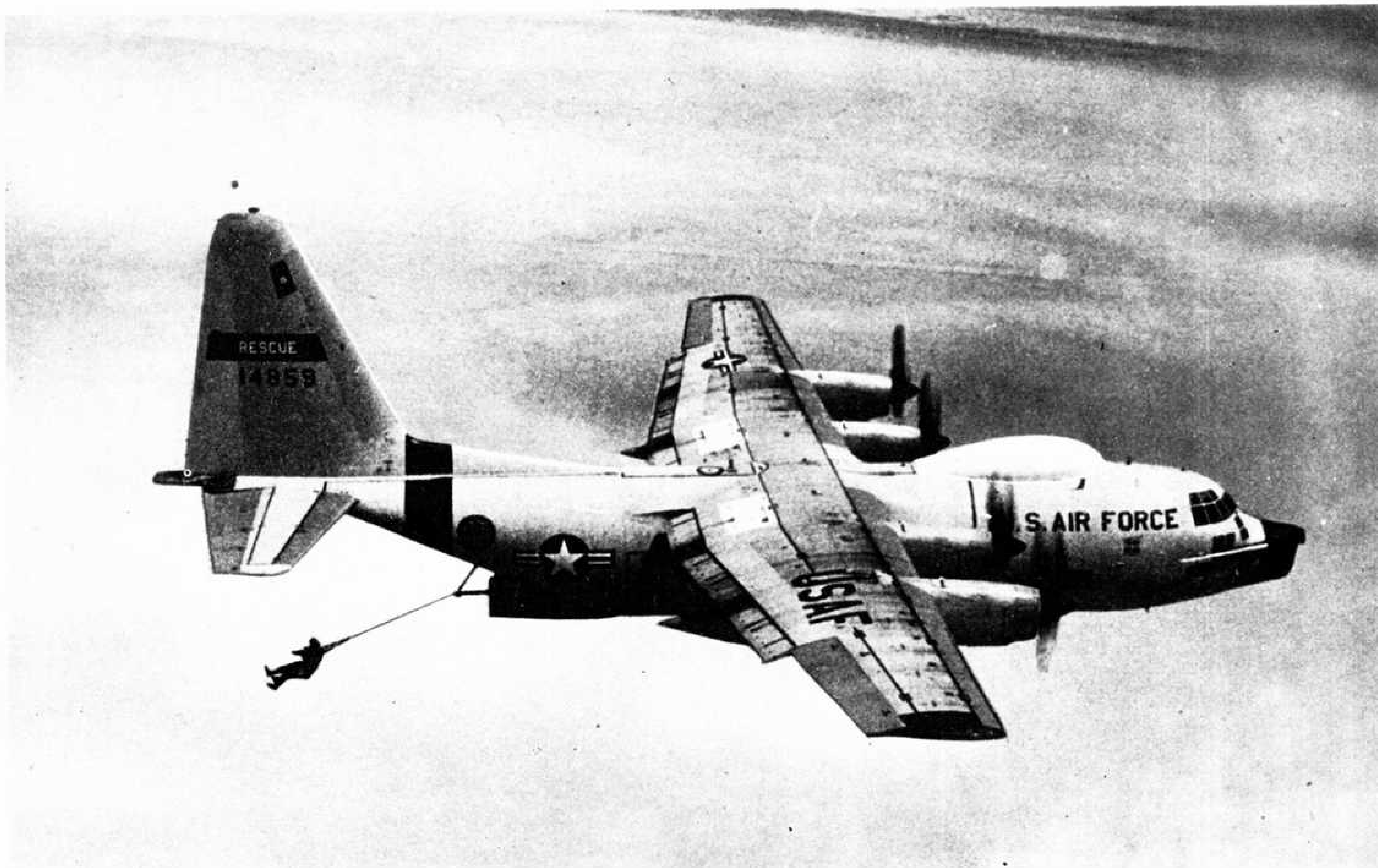


HC-130P, versión para el salvamento adaptada también para el reabastecimiento en vuelo de helicópteros. Fue derivada, para el empleo en Vietnam, del HC-130H con el agregado de dos depósitos alares con las respectivas mangueras en embudo (en la ilustración, una está parcialmente extraída). Además del empleo por parte de la USAF, veinte HC-130H fueron trasformados en HC-130P para la U.S. Navy



Hércules W.Mk.2, versión para la investigación meteorológica realizada en Inglaterra por la Marshall de Cambridge.
Este avión voló en marzo de 1973 y fue asignado al Meteorological Research Flight de la RAF, con base en Farnborough.
Las mayores modificaciones aportadas se refieren a la gran sonda de la trompa que contiene sensores, el radomo dorsal para el radar meteorológico Ekco 290 y contenedores en las puntas de las alas para otros aparatos electrónicos. En 1975, con base en Dakar, tomó parte en investigaciones internacionales acerca de las perturbaciones tropicales

El sistema de salvamento Fulton (derecha) en acción: un HC-130H sube a bordo un náufrago después de haber aferrado con las "pinzas" de la proa el cable del globo que sostenía al hombre al que se debía socorrer (Archivo Catalanotto). Abajo, en orden descendente: veinte HC-130H fueron trasformados en HC-130P para el reabastecimiento de vuelo de helicópteros. Aquí un HC-130P con coloración mimética reabastece a un HH-3H (Archivo Catalanotto). Un AC-130A "Gunship". Después de las pruebas en Wright Patterson en el verano de 1967, otros siete Hércules fueron dotados de varias combinaciones de minigun y otras armas; algunos fueron empleados en Vietnam (Archivo Catalanotto). L-382B, o Lockheed 100, es la sigla del primer Hércules civil, avión de carga derivado del C-130E (Archivo Catalanotto). Con el fuselaje alargado, la versión civil del Hércules tomó la sigla L-100-20: aquí un ejemplar ordenado por el gobierno filipino (Archivo Alata)









de ruedas y esquíes, con las mismas líneas que caracterizan al C-130D. En el aspecto exterior y en los equipos de a bordo, una de las más importantes variantes del Hércules está representada, sin embargo, por el único W.Mk.2 británico, obtenido de la trasformación de un C-130K realizada por la Marshall para suministrar al Meteorological Research Flight de la RAF, un moderno y más potente sucesor del ya antiguo Vickers "Varsity". No tuvo éxito, en cambio, la proyectada trasformación del Hercules en versión anfibia.

A las muchas variantes militares del C-130 se unen las versiones comerciales, conocidas como Model 382 (la primera, que fue sometida al programa de homologación por parte de la Federal Aviation Administration) y Model 382B, utilizada como avión de carga de diversas compañías, entre las cuales está la Alaska Airlines, la Pacific Western Airlines y la Pakistan International Airlines. A estas versiones, idénticas en cuanto a sus dimensiones a los C-130 militares, y cuya fabricación ya ha terminado, les sucedieron el Model 382E (o L-100-20), derivado del 382B mediante un aumento de 2,5 m aproximadamente de la longitud del fuselaje, y el Model 382G (o L-100-30), en el cual el fuselaje ha sufrido un ulterior alargamiento de otros dos metros aproximadamente.

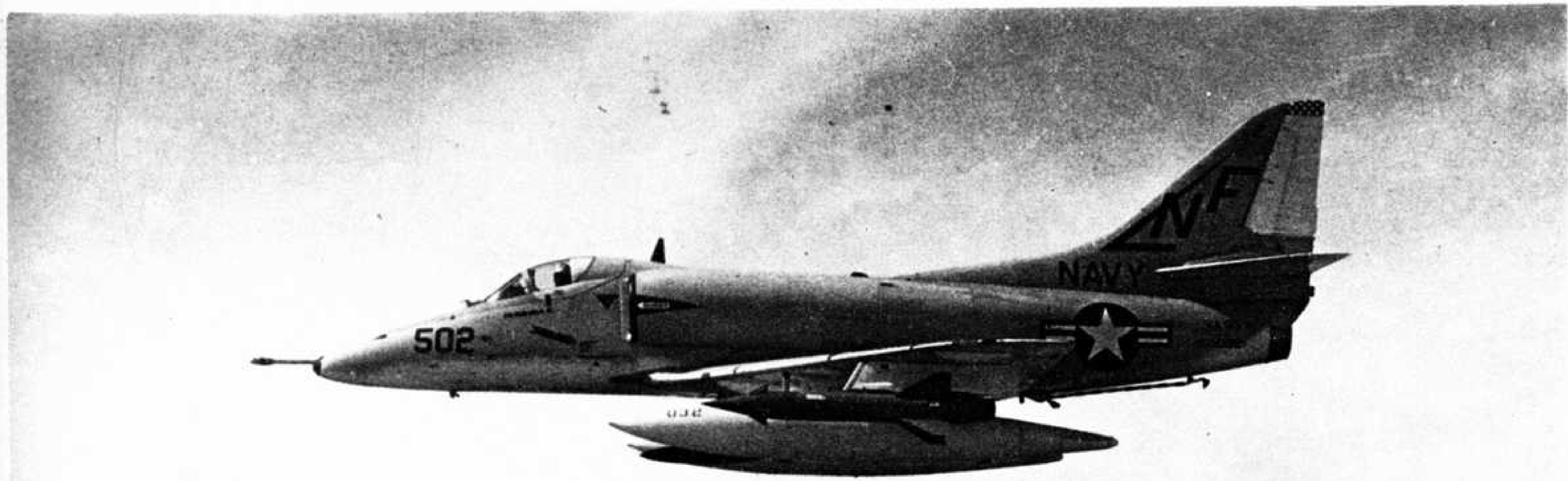
Su empleo

El C-130, con 45 variantes que desembocaban en las cuatro versiones principales (A, B, E, H) y en más de 1300 ejemplares fabricados, fue intensamente empleado por usuarios comerciales y militares, a tal punto que a comienzos de 1974, a casi veinte años del primer vuelo del prototipo, la fabricación del avión continuaba con un ritmo (luego incrementado) de tres ejemplares por mes. El grande y versátil cuatriturbohélice Lockheed se encuentra en dotación (o en orden) en las aviaciones militares de Abu-Dhabi, Arabia Saudita, Argentina, Australia, Bélgica, Brasil, Gran Bretaña, Canadá, Chile, Colombia, Dinamarca, Filipinas, Gabón, Jordania, Grecia, Indonesia, Irán, Italia, Kuwait, Libia, Malaya, Marruecos, Mauritania, Nueva Zelanda, Nigeria, Noruega, Pakistán, Perú, España, Sudáfrica, Vietnam del Sur, Suecia, Turquía, Venezuela, Zaire y Zambia, además de los Estados Unidos.

El C-130 tuvo un papel de primer plano en las operaciones del sudeste asiático, siendo empleado no sólo como avión de trasporte, sino también para el apoyo táctico, como avión cisterna, para el lanzamiento de paracaidistas y provisiones (en este último caso utilizando también la técnica del desenganche en vuelo, a alturas y velocidades mínimas, con paracaídas extractor), y para el control de pequeños aviones de reconocimiento radiodirigidos. Sin embargo, el Hercules también desarrolló importantes misiones de paz, trasportando auxilios, víveres y medicinas a poblaciones afectadas por catástrofes naturales y carestía, efectuando innumerables vuelos de sondeo con fines meteorológicos, vigilando los movimientos de los iceberg y siendo empleado en misiones de salvamento y también con fines científicos.

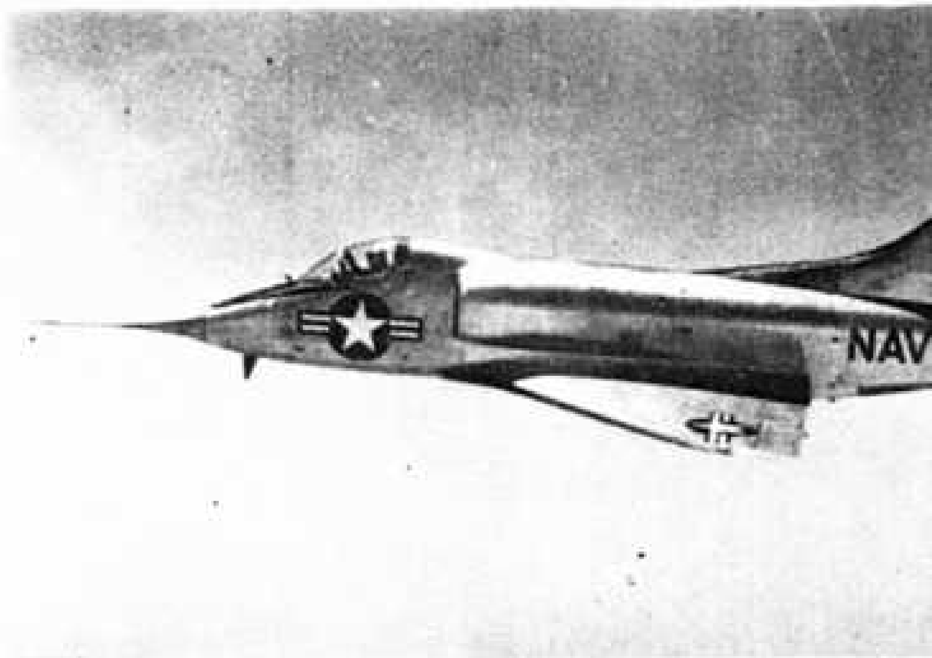
Sin embargo, sus empresas más espectaculares siguen siendo la del desenganche de una carga de 19 toneladas, colgada de un racimo de paracaídas, y la serie de decolajes y aterrizajes, sin el auxilio de cohetes JATO ni cables de detención, que a fines de 1963 un KC-130F de los Marines efectuó sobre la cubierta de vuelo del Forrestal, conquistando el récord de peso y dimensiones entre todos los aviones que hayan operado jamás desde a bordo de un portaaviones.

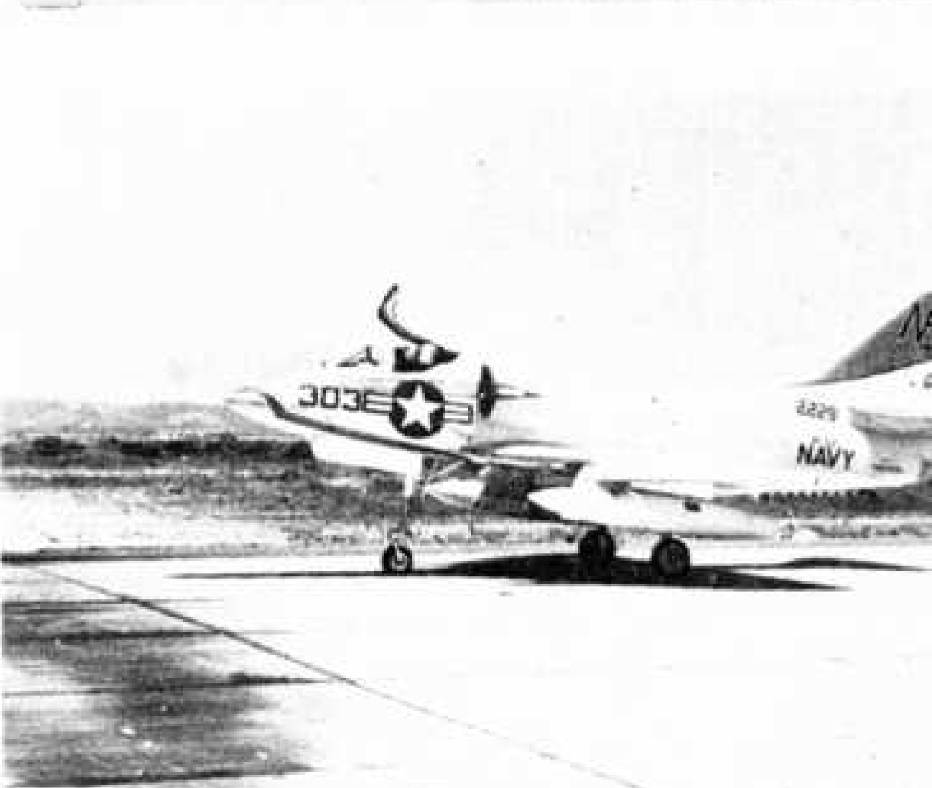
MCDONNELL DOUGLAS A-4 Skyhawk

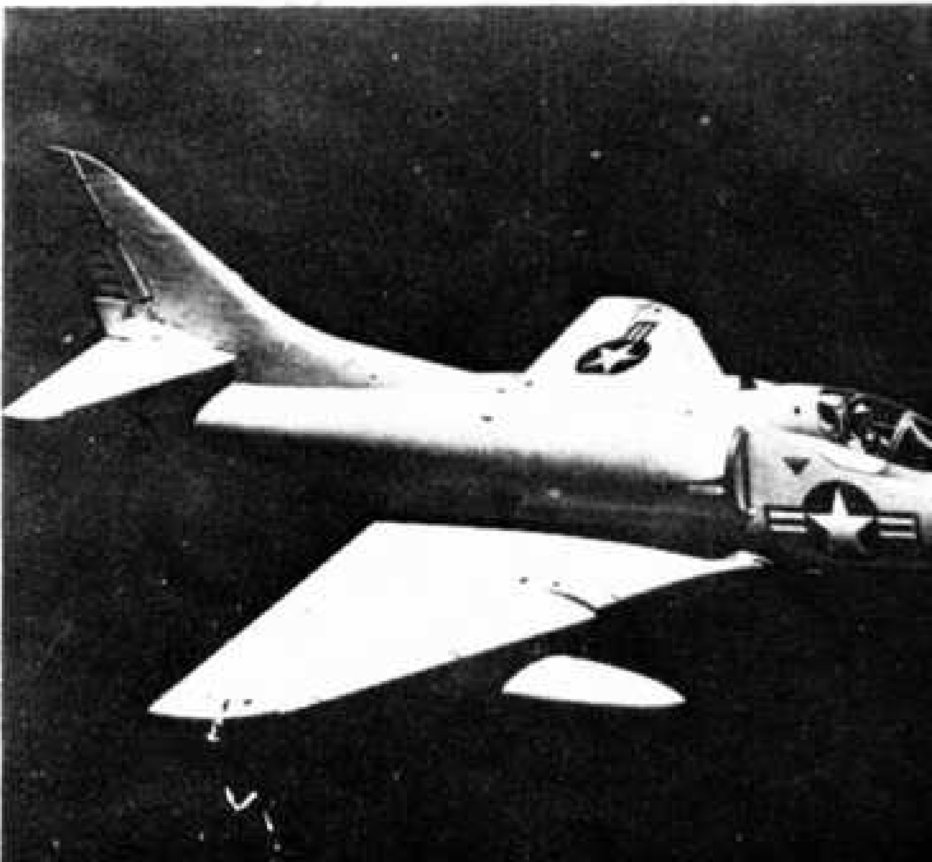


Un A-4E del VA-55 (matrícula 150032F) (izquierda), unidad perteneciente a la Carrier Air Wing 5. El avión está armado con dos misiles Bullpup y un racimo de bombas; lleva además dos depósitos auxiliares (Archivo Coggi). Abajo, en orden descendente: el primero de dos prototipos XA4D-1 que voló el 22 de junio de 1954, comandado por Bob Rahn; su matrícula es 137812 (Archivo Bignozzi). Con los colores del VA-113 "Stingers", un A-4A (antes A4D-1) de la tercera serie de producción (Archivo Apostolo). Uno de los 542 A-4B (A4D-2) antes de la instalación de la varilla para el reabastecimiento en vuelo (Archivo Catalanotto)

CARACTERÍSTICAS		A-4A	A-4B	A-4C	A-4E	TA-4F	A-4M
Envergadura	m	8,38	8,38	8,38	8,38	8,38	8,38
Largo	m	11,88	12,00	12,27	12,55	12,95	12,27
Altura	m	4,57	4,57	4,57	4,57	4,66	4,66
Superficie alar	m²	24,15	24,15	24,15	24,15	24,15	24,15
Alargamiento		2,90	2,90	2,90	2,90	2,90	2,90
Flecha alar al 25%		33°	33°	33°	33°	33°	33°
Peso vacío	kg	3 810	4 150	4 363	4 469	4 809	4 747
Peso total	kg	9 072	10 206	10 206	11 113	11 113	11 113
Carga bélica máxima	kg	3 654	3 654	3 654	4 153	4 153	4 153
Velocidad máxima	km/h	1 069	1 063	1 045	1 084	1 063	1 086
Velocidad de trepada	m/seg	—	—	—	—	28,55	42,87
Distancia de decolaje	m	—	—	—	—	1 134	823
Alcance máximo	km	—	—	—	—	—	3 307
Motor tipo		Wright J65-W-4	Wright J65-W-16	Wright J65-W-16	P & W J52-P-6	P & W J52-P-8A	P & W J52-P-408
Empuje máximo en el decolaje	kg	3 493	3 493	3 493	3 855	4 218	5 080



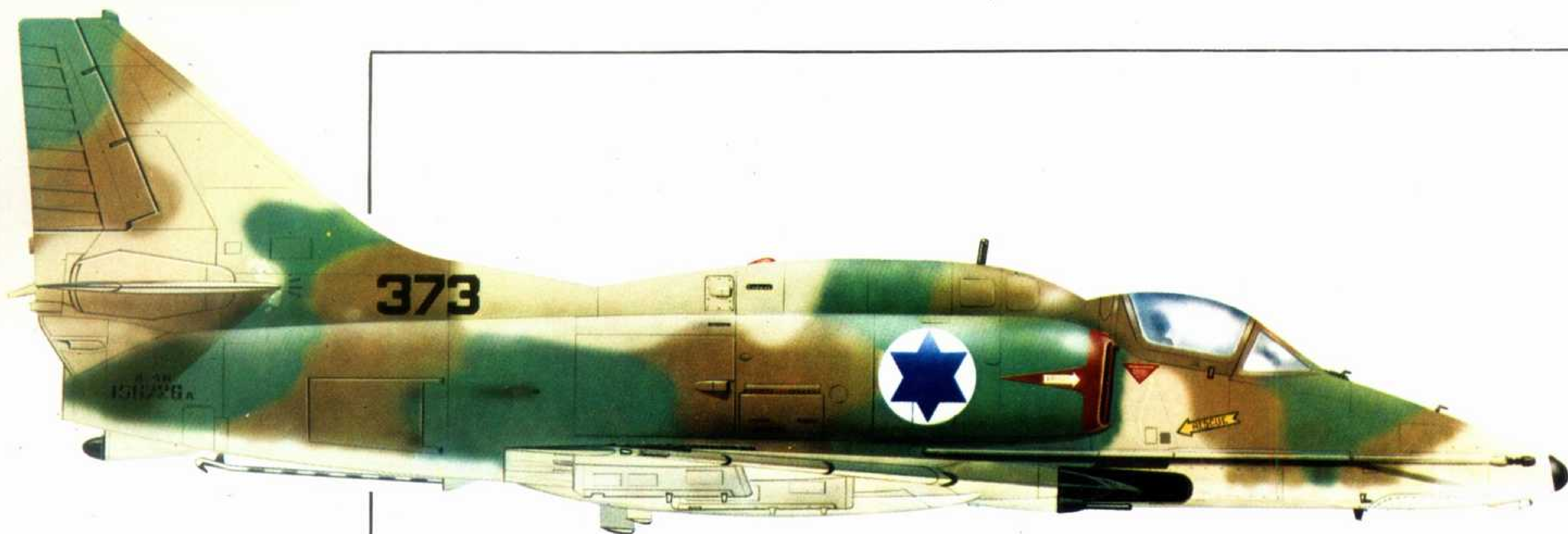




Uno de los motivos de la afirmación del avión de la McDonnell Douglas es, indudablemente, la cualidad que siempre ha caracterizado a los aviones realmente "logrados": la simplicidad. El Skyhawk constituye, en efecto, uno de los más significativos ejemplos de la filosofía de planeamiento de Ed Heinemann, dirigida hacia la búsqueda de la máxima simplicidad y el mínimo peso. Partiendo de este presupuesto (como también de la imposibilidad de resolver los problemas referentes a los motores del frustrado sucesor turbohélice del Skyraider), los técnicos de la Douglas afrontaban el estudio del nuevo aparato, sobre un contrato de julio de 1952.

Cuando el prototipo del A-4 decoló por primera vez el 22 de junio de 1954, conducido por el piloto de pruebas mayor Bob Rahn, la casa constructora, muy difícilmente podría prever una futura fabricación en serie de 3000 ejemplares aproximadamente, a pesar de que realmente no podía tener dudas acerca de la intrínseca validez del nuevo avión.

Siguieron alrededor de dos años de un intenso ciclo de evaluaciones por parte de los pilotos de la Douglas y de la marina americana, para probar que todos los equipos serían suficientemente fuertes y confiables en vista de las pesadas exigencias del empleo embarcado. En el curso de ese programa, el avión piloteado por el teniente Gordon Grey de la U.S. Navy, el 15 de octubre de 1955 daba una convincente prueba de sus características de velocidad, estableciendo un significativo record a baja altura (100 m), en circuito cerrado de 500 km, a una velocidad media de 1118,76 km/h.



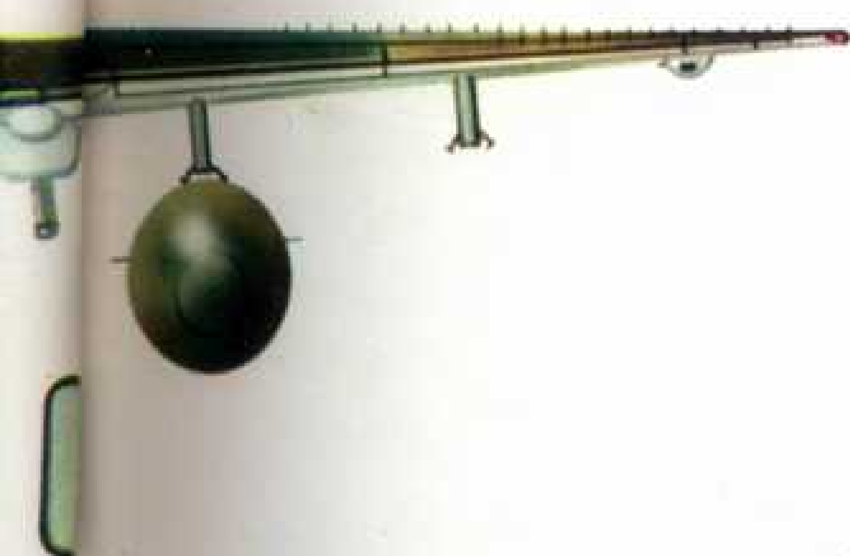


0 1 2 3 4 5 m

massimo jacoponi

DOUGLAS A-4N SKYHAWK II

A-4N "Skyhawk II" de la Heil Ha' Avir israelita. Característica de esta versión es la instalación de los cañones, los franceses DEFA de 30 mm, cuyo mayor volumen respecto de las armas Colt de 20 mm de las versiones anteriores impuso su ubicación debajo de las raíces alares en lugar del interior de las mismas. El avión aún lleva la matrícula estadounidense, 156226A, dado que originariamente había sido ordenado por la U.S. Navy, a pesar de haber sido entregado inmediatamente a Israel; comúnmente, en la deriva lleva una insignia de unidad, no ilustrada dado que la censura israelita no permitió jamás conocer estas insignias. La mimetización es aquella de tres tonos, similar (pero no igual) a aquélla adoptada en los aviones estadounidenses en Vietnam, y se extiende en las superficies superiores de los depósitos suplementarios, ilustrados sólo en la vista en planta desde arriba







Un A-4B del VA-86 y un A-4C del VA-72 (arriba) fotografiados en el Independence en 1961. Abajo, en orden descendente: en un campo italiano, un A-4C del VA-66 embarcado en el portaaviones América. Colgado del pilón central, un equipo desenganchable para reabastecer a otros aviones (AMI). En la serie A-4E fueron agregados ulteriormente dos pilones subalares, aquí empleados para dos misiles Bullpup. Un avión del VMA-225 embarcado en el Shangri-La. La primera versión biplaza, TA-4E, durante el primer vuelo el 30 de junio de 1965. La producción en serie llevó la sigla TA-4F. Abajo, derecha: el agregado de aparatos electrónicos hizo aparecer muy pronto una vistosa giba en los A-4E, como ésta del VA-216 "Black Diamonds", fotografiado en el Forrestal en 1970







Su técnica

El Skyhawk quedó esencialmente idéntico al prototipo original y las modificaciones aportadas a las diversas series han dejado inalterado más del 85 por ciento de su estructura inicial.

El ala del Skyhawk está basada estructuralmente en tres largueros fresados y en 22 costillas. El revestimiento, reforzado por costillas dispuestas perpendicularmente a los largueros, que se extienden de una punta alar a la otra, es de más de 1,5 mm de espesor. Tal revestimiento, gracias a una conveniente ubicación de los larguerillos de resistencia y a la forma en planta del ala, está sujeto a exigencias bastante uniformes y contribuye esencialmente a la resistencia de la estructura. Los alerones, de cuerda constante, tienen estructura totalmente metálica y están balanceados aerodinámicamente. Los hipersustentadores posteriores son del tipo de intradós, mientras que el borde de ataque está provisto de aletas automáticas.

El fuselaje semimonocasco, con revestimiento reforzado por larguerillos en U y en Z, está realizado en dos partes, unidas entre sí mediante seis pernos, en correspondencia con el larguero central del ala. La parte anterior comprende el compartimiento del tren de aterrizaje anterior, la cabina presurizada, y se extiende hasta el extremo posterior del depósito del fuselaje. La parte posterior tiene una estructura monocasco, abierta en la parte inferior hasta la altura del larguero alar posterior, dado que la misma ala constituye su revestimiento ventral, y está basada en tres cuadernas resistentes, en correspondencia con el larguero alar, con el soporte del gancho de aterrizaje y con el larguero de la deriva. La parte posterior (dos paneles que constituyen los frenos aéreos de sus laterales) puede ser quitada fácilmente para asegurar la máxima accesibilidad al motor.

La aleta dorsal y la deriva son parte integrante de la sección posterior del fuselaje; el larguero principal de la deriva lleva los soportes del estabilizador, con estructura basada en un cajón de doble larguero y en 26 costillas.

La búsqueda de la máxima simplicidad produjo la insólita estructura del timón, cuya superficie está constituida por una lámina a la cual, en su parte externa, están unidas las costillas.

El elevador, articulado al estabilizador, tiene planta rectangular y está provisto de picos de compresión en los extremos.

Los parantes del tren de aterrizaje triciclo son de gran longitud, mientras que las ruedas tienen diámetros modestos: los tres parantes se retraen hacia adelante, con posibilidad de ser bajados y bloqueados en posición extraída por efecto de las fuerzas de gravedad y aerodinámicas en caso de emergencia. La rueda anterior puede virar hidráulicamente para facilitar las maniobras en tierra.

El gancho de aterrizaje está articulado a una bisagra ventral, y es instalado también en lòs aviones destinados al empleo desde bases terrestres.

El aparato propulsor de las primeras series estaba constituido por un turborreactor Wright J65 con compresor axial de 13 etapas, cámara de combustión anular y turbina de dos etapas, que desarrollaba un empuje estático de 3493 kg, posteriormente aumentados a 3855 kilogramos. El más moderno Pratt & Whitney J52, con configuración de doble árbol y compresor de 12 etapas, se montó en las versiones más recientes, suministrando empujes de más de 5000 kilogramos.

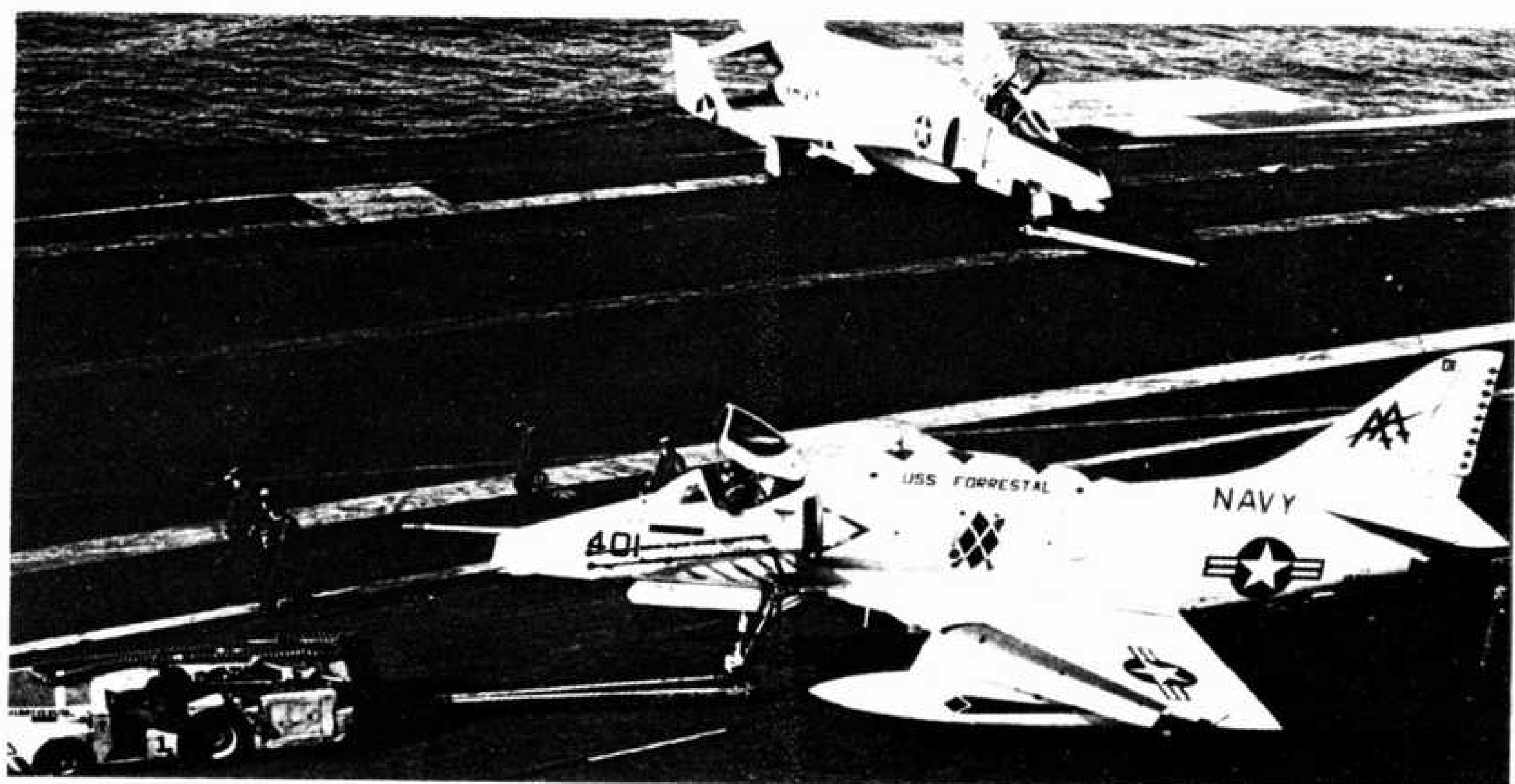
La alimentación del combustible desemboca en el depósito autosellante del fuselaje, ubicado a espaldas del piloto, y en el depósito integral ubicado en el ala, para una capacidad total de 3030 litros. A éstos pueden ser agregados hasta 3800 litros en tres depósitos externos. El Skyhawk está provisto, además, con sistema para el reabastecimiento en vuelo y con travesaño dispuesto en el costado derecho de la trompa, pudiendo ser utilizado también como avión cisterna.

Especial atención se ha puesto en la cabina del piloto, que goza de amplia visibilidad y dispone de un buen blindaje. En ésta está instalado un asiento eyectable Escapac, de reducido peso y con doble comando de eyección, como también de sistema de estabilización durante la trayectoria de expulsión.

Los equipos electrónicos están contenidos en la trompa, que pueden quitarse fácilmente, y en la característica "giba" dorsal; en las versiones más evolucionadas incluyen un sistema automático Bendix para la navegación, un receptor-trasmisor UHF, un radiogoniómetro, un trasponder, un sistema para la presentación de datos "con la cabeza erguida", un indicador de posición, un radar para la navegación a baja altura, un equipo de navegación Doppler inercial, y un aparato destinado a las contramedidas electrónicas.

El armamento está constituido, comúnmente, por dos cañones Browning Mk.14 de 20 mm con 100/200 disparos (o bien, cañones Defa de 30 mm) en instalación fija en la raíz de las semialas, y por





bombas, misiles y cohetes en diversas combinaciones, montados en tres (o cinco, a partir de la serie A-4E) pilones subalares.

Su evolución

En octubre de 1956, una unidad de la U.S. Navy, el escuadrón VA-72, recibía los primeros Skyhawk, los A-4A, cuya fabricación había comenzado en setiembre de 1955 y finalizaba con el ejemplar número 166.

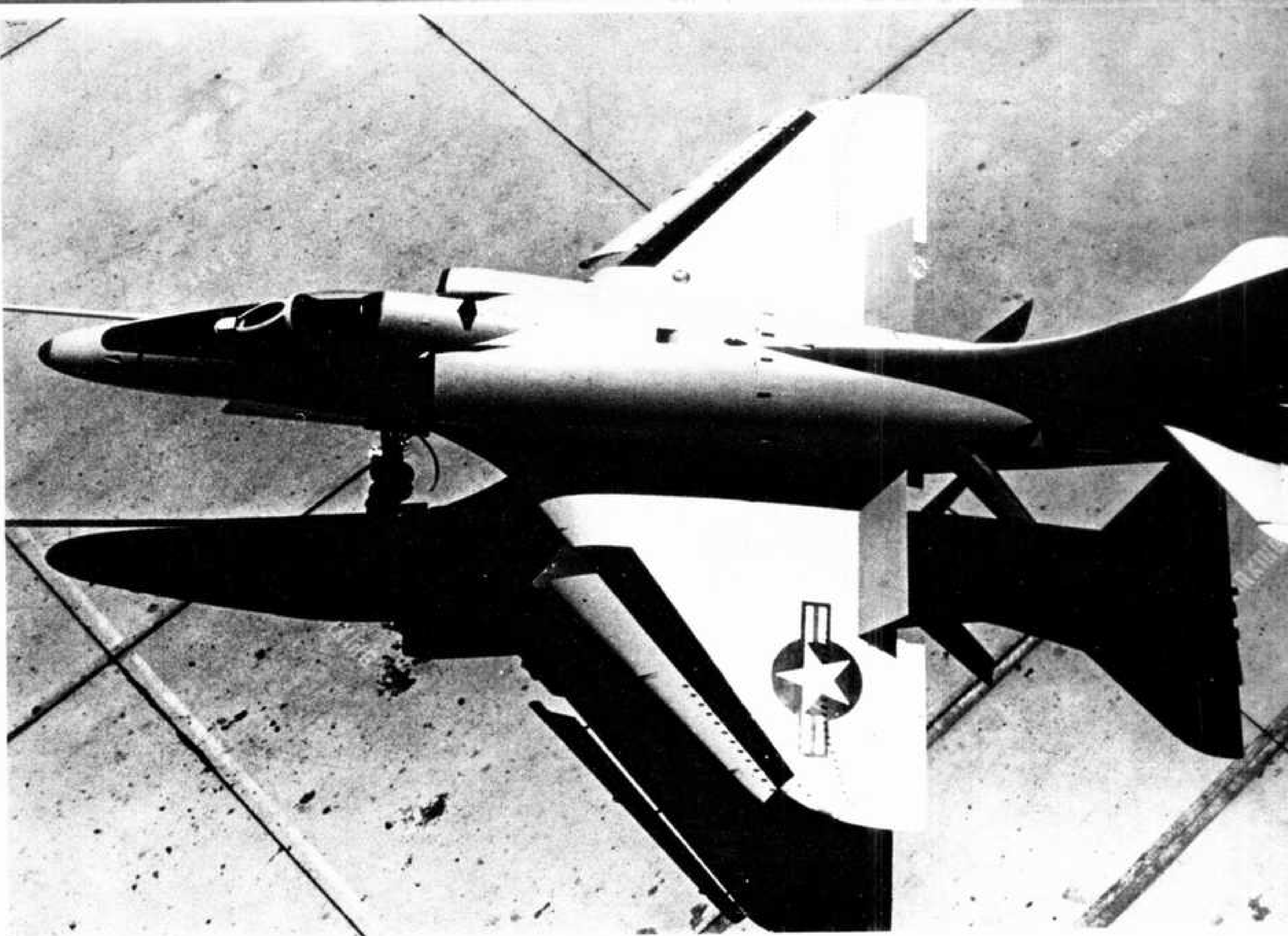
Aun antes de la entrega a la marina del primer A-4A, la Douglas había recibido pedidos para la siguiente versión A-4B, que llevaba una nueva variante del Wright J65: el J65-W16A de 3493 kg de empuje, aumentados posteriormente a 3855 kilogramos. El A-4B se diferenciaba también por su estructura reforzada, el timón con comando hidráulico (doble), el equipo de reabastecimiento de un solo punto, el calculador de navegación, el nuevo colimador y la capacidad de utilizar misiles aire-tierra Bullpup y, más tarde, llevó también el equipo para el reabastecimiento en vuelo. El A-4B fue fabricado en 542 ejemplares.

Luego de la primera experiencia operativa, en 1958 se propuso una nueva variante del Skyhawk, con equipo electrónico suficiente para las misiones todo tiempo y con la sustitución del motor original J65 con el Pratt & Whitney J52 que, gracias al menor consumo específico, permitía aumentar el radio de acción del aparato; pero antes de que el avión fuese construido, el contrato para cuatro ejemplares fue cancelado. La exigencia de mejorar las performances del Skyhawk, no obstante el gran aumento de los costos de su dotación aviónica, condujo posteriormente a la solución intermedia de la versión A-4C, que conservaba el J65, pero tenía la trompa alargada para alojar un radar para la navegación a baja altura, un piloto automático más sofisticado y un sistema para el bombardeo a baja altura. El A-4C volaba por primera vez el 21 de agosto de 1958, comenzaba a operar en febrero de 1960 y, en diciembre de 1962, se completaba la provisión para la marina americana con 638 ejemplares.

Hacia la mitad de 1959, surgía nuevamente la importancia de la guerra llamada "tradicional" y, para la mayor parte de los aviones americanos, se estudiaba el empleo de armas nucleares.

El A-4, a pesar de haber sido estudiado ya desde su origen con capacidad atómica, era potenciado ulteriormente con la adopción definitiva del P. & W. J52, con estructura convenientemente reforzada, dos pilones subalares, mayor capacidad de los depósitos internos y mejor aviónica. Nacía así la versión A-4E, cuyo primer vuelo se efectuaba el 12 de julio de 1961. Del A-4E se fabricaron 500 ejemplares también para los Marines, con los últimos tres aviones trasformados en biplaza (TA-4E).

La carrera del Skyhawk no se detiene en este punto y, algunos años más tarde, en agosto de 1966, vuela la variante A-4F con dotación electrónica mejorada, alojada en parte en un vistoso carenado dorsal, disrruptores alares, asiento eyectable a cota cero y mejor protección para el piloto. El motor



es también una variante actualizada del J52, el J52-P-8A que desarrolla 4218 kg de empuje. Del A-4F, 150 ejemplares fueron fabricados para la U.S. Navy.

Las variantes para exportación derivadas directamente de este modelo son: el A-4G para la marina australiana, que ordena ocho ejemplares de éste y cuyas entregas comienzan en junio de 1967 (estos Skyhawk son embarcados en los portaaviones Sydney y Melbourne) y el primer modelo del A-4H, ordenado por la aviación israelita en 48 ejemplares (comienzo de las entregas en 1968) y, posteriormente, otros 17 con cañones Defa de 30 mm en reemplazo de aquéllos originales de 20 mm, y una deriva de dimensiones ligeramente aumentadas.

También la aviación neocelandesa sigue el ejemplo de la australiana ordenando diez A-4K, con diversos equipos de radio y paracaídas-freno, cuyas entregas comenzaron en febrero de 1970.

De todos estos modelos se realizaron también las variantes biplaza: TA-4F, 139 ejemplares fabricados; TA-4G (Australia) dos ejemplares; TA-4H, ocho ejemplares; TA-4J, cuatro ejemplares.

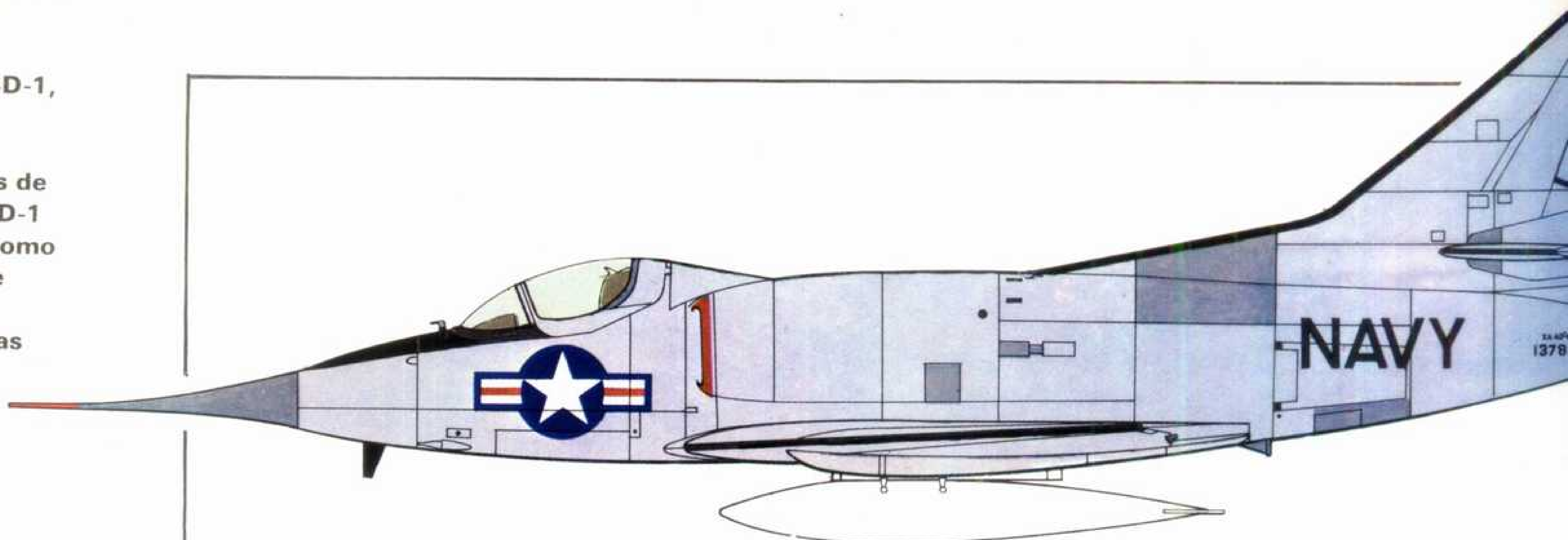
En cambio, quedó en proyecto la idea de instalar el turbofan británico Rolls Royce Spey (5443 kg de empuje) en una variante de exportación del A-4E, en un principio propuesta a Canadá. Tampoco la variante A-4J fue realizada, mientras que el biplaza TA-4J comenzó a ser fabricado en 1969 en cantidad indeterminada, como edición revisada y simplificada del TA-4F para el Training Command de la marina americana.

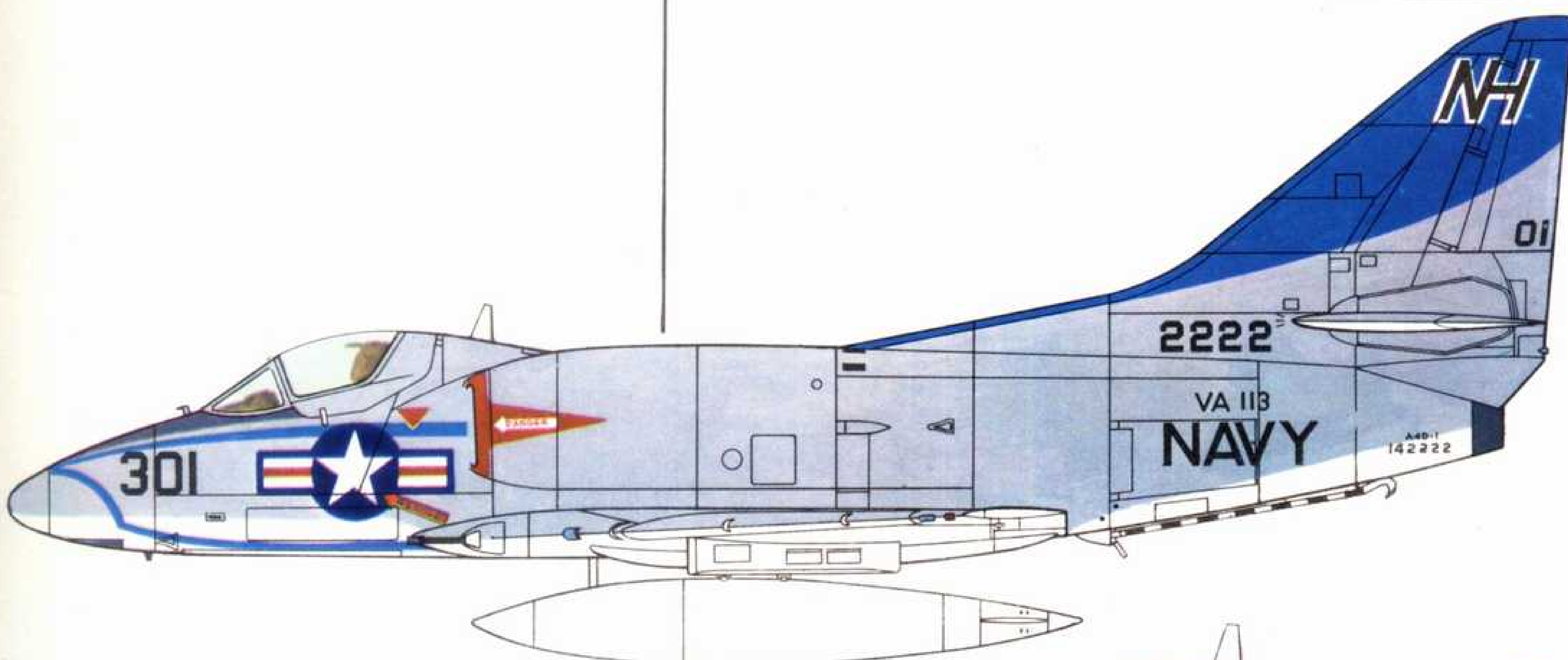
En la más reciente versión A-4M, cuya fabricación comienza en 1970 con un pedido inicial de 50 ejemplares para los Marines (y con algunos ejemplares entregados a Israel), el turborreactor J52-P-408 suministra más de 5000 kg de empuje, con un incremento del 45 por ciento respecto del J65, mientras que el peso máximo en el decolaje llega a los 11113 kg con un aumento del 23 por ciento respecto del originario. En el A-4M no sólo es aumentado el empuje del motor, sino que se han introducido muchas otras modificaciones: cabina de pilotaje más amplia con mejor protección para el piloto, incremento de la provisión de municiones,



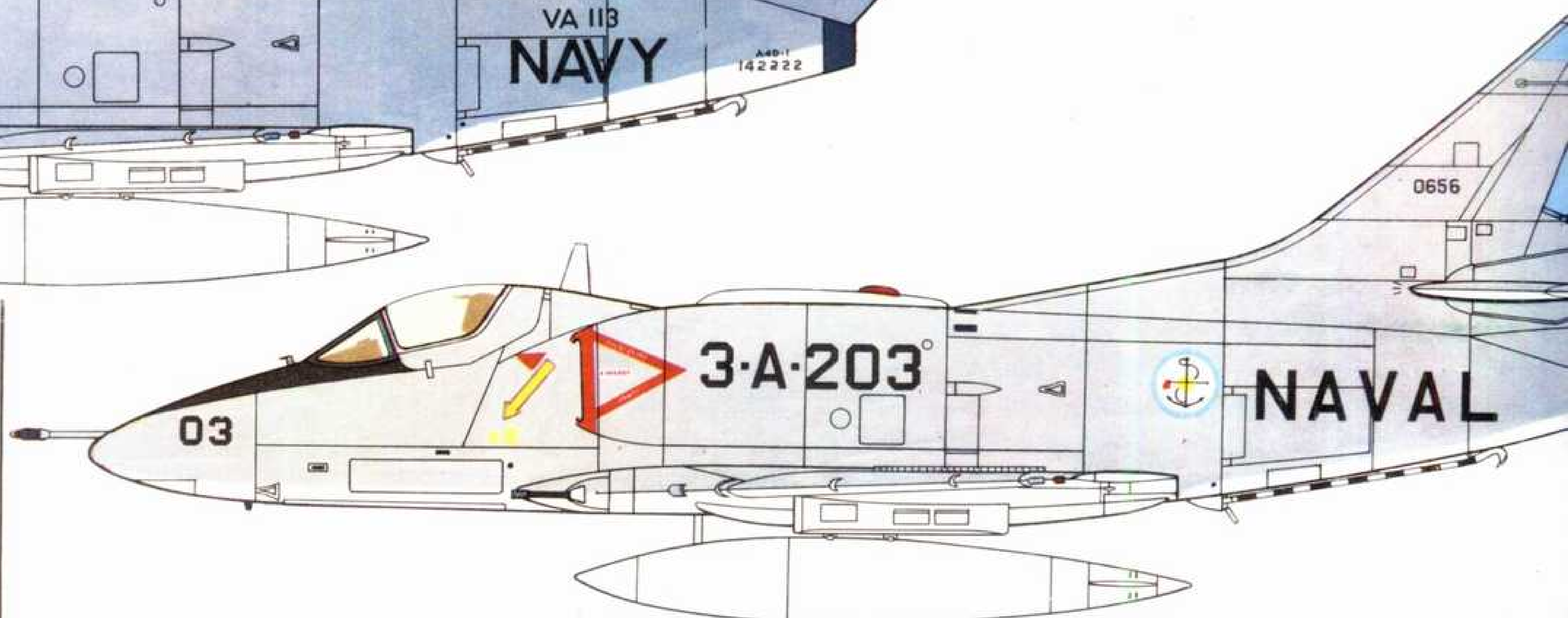
En orden descendente: los spoilers*, introducidos por la versión F, son evidentes en esta fotografía que también muestra los frenos aéreos y las aletas anteriores en posición abierta; aún no está instalada la giba dorsal (Archivo Coggi). Uno de los 139 TA-4F (matrícula 152850C) entregados a partir de mayo de 1966. Como se observa, la versión biplaza conserva la capacidad de carga del modelo operativo (Archivo Bignozzi). Un A-4H de la aviación israelita: en primer plano las municiones para los cañones. Las entregas a la Heil Ha'Avir comenzaron en 1968 (U.P.). El primer biplaza TA-4J (matrícula 155087J) en su primer vuelo en mayo de 1966. Las entregas comenzaron el 6 de junio de 1969*

El primer prototipo XA4D-1, matrícula 137812; posteriormente este ejemplar, al igual que los de preserie, fue siglado A4D-1 y, más tarde, se utilizó como banco de prueba volante para el desarrollo de las innovaciones introducidas progresivamente en las versiones operativas

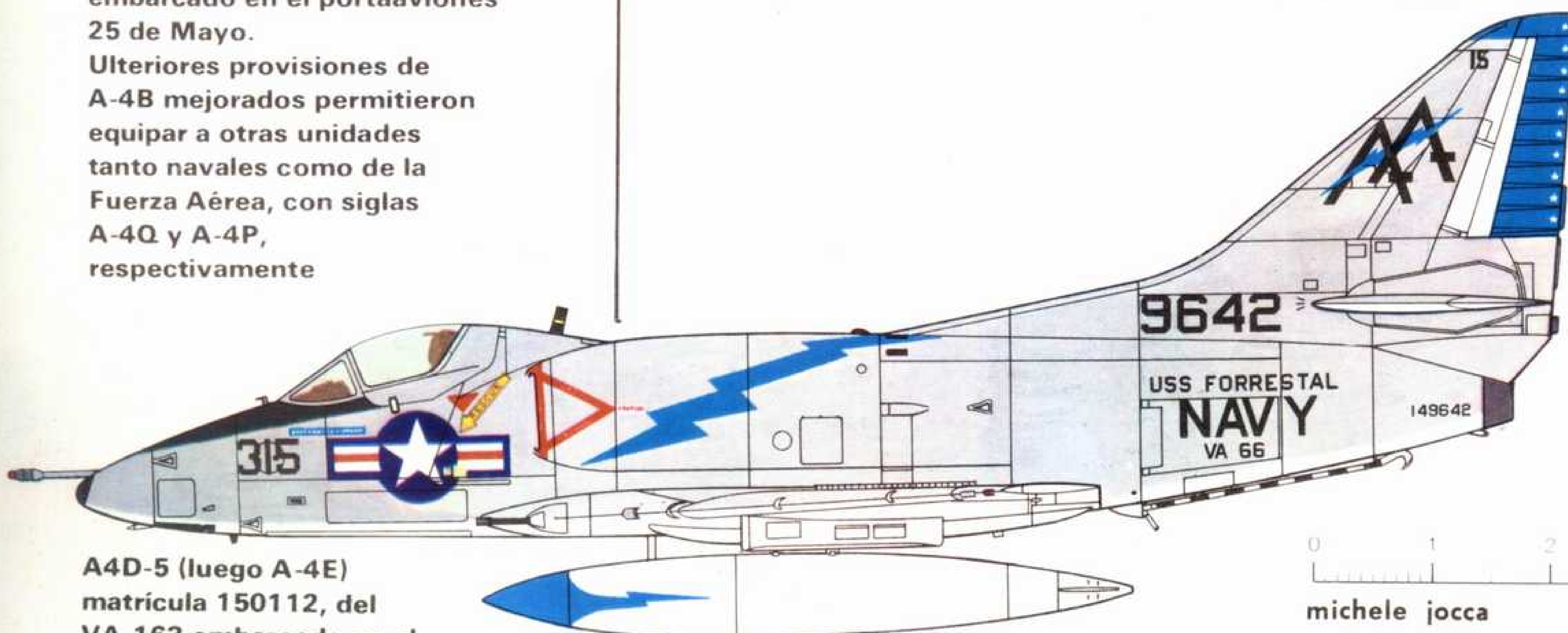




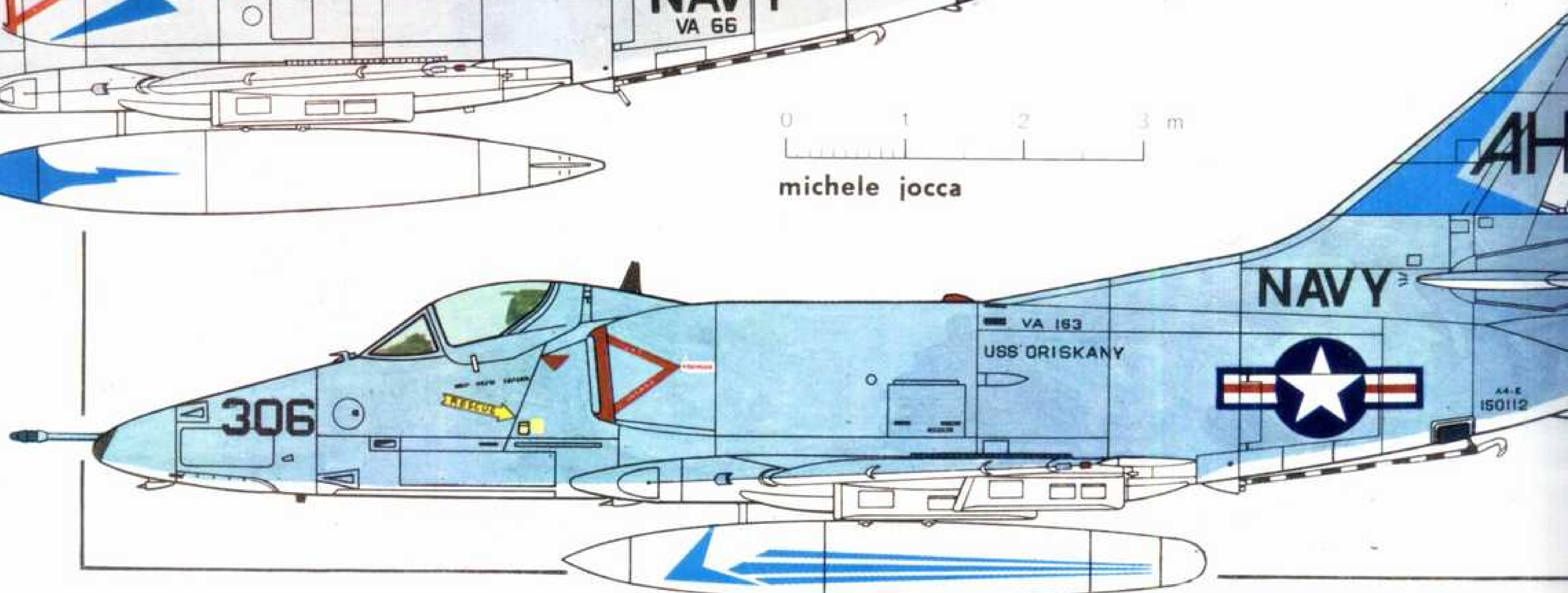
A4D-1 (luego A-4A) matrícula 142222, del comandante del 113 Squadron de ataque, del Carrier Air Group 11, con base en la Naval Air Station de Miramar



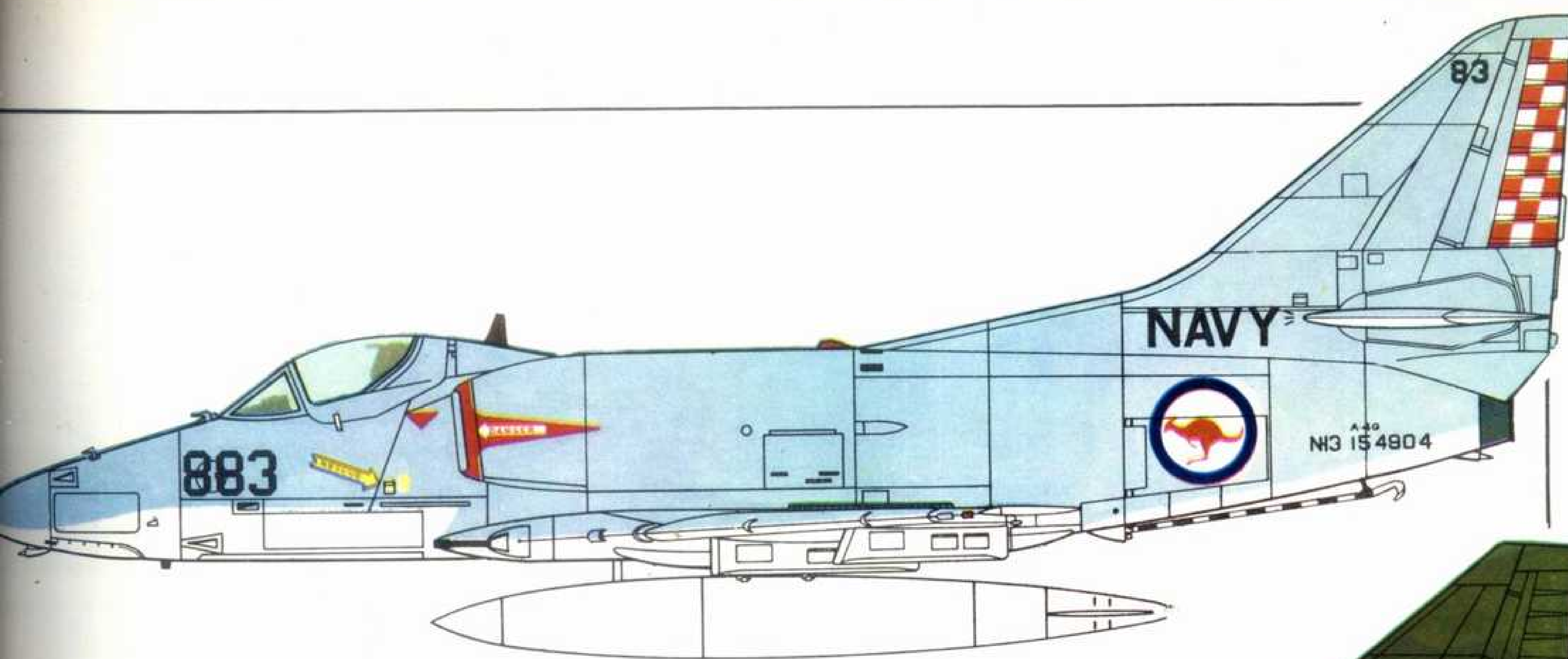
A4D-2 (luego A-4B) del primer stock de 16 ejemplares entregados en 1971 a la Aviación Naval Argentina, que los asignó al 1 Escuadrón de Ataque, en un principio con asiento en la base naval Espora y luego embarcado en el portaaviones 25 de Mayo.
Ulteriores provisiones de A-4B mejorados permitieron equipar a otras unidades tanto navales como de la Fuerza Aérea, con siglas A-4Q y A-4P, respectivamente



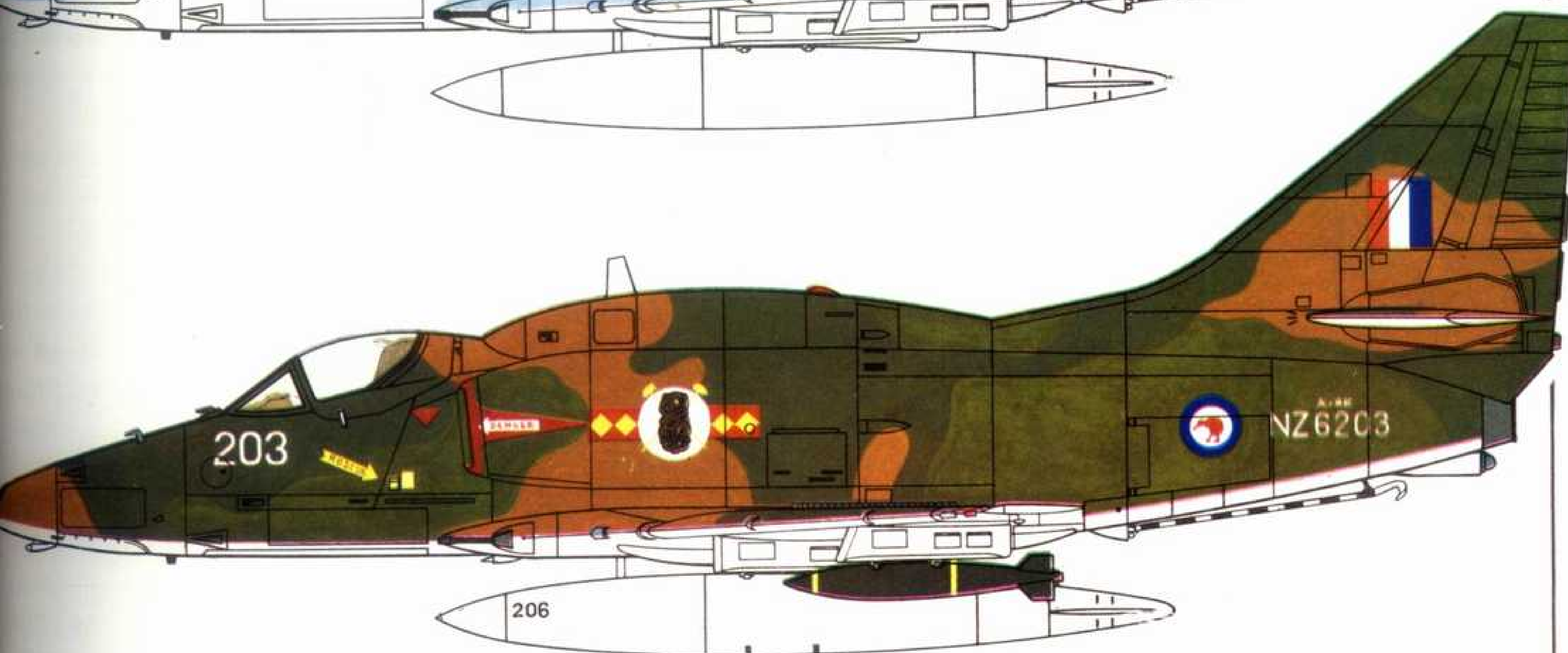
A4D-2N (luego A-4C), matrícula 149642, del VA-66 (Carrier Wing 17) embarcado en 1970 en el portaaviones CVA-59 Forrestal, en el Mediterráneo



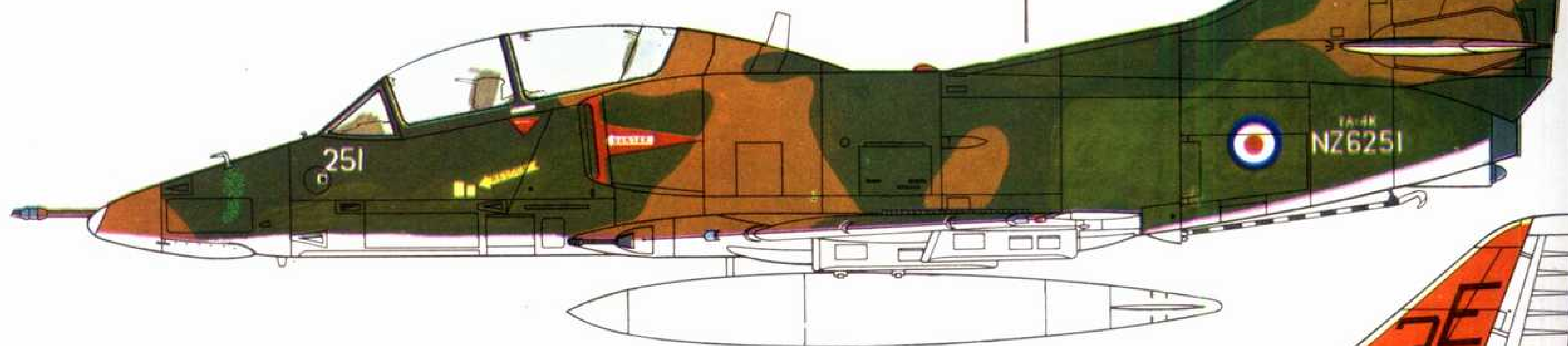
A4D-5 (luego A-4E) matrícula 150112, del VA-163 embarcado en el Oriskany para un ciclo operativo en Vietnam. En esta versión aparecieron los cubrellamas sobre las cañas de los cañones, como está ilustrado, pero en este ejemplar se han suprimido las armas



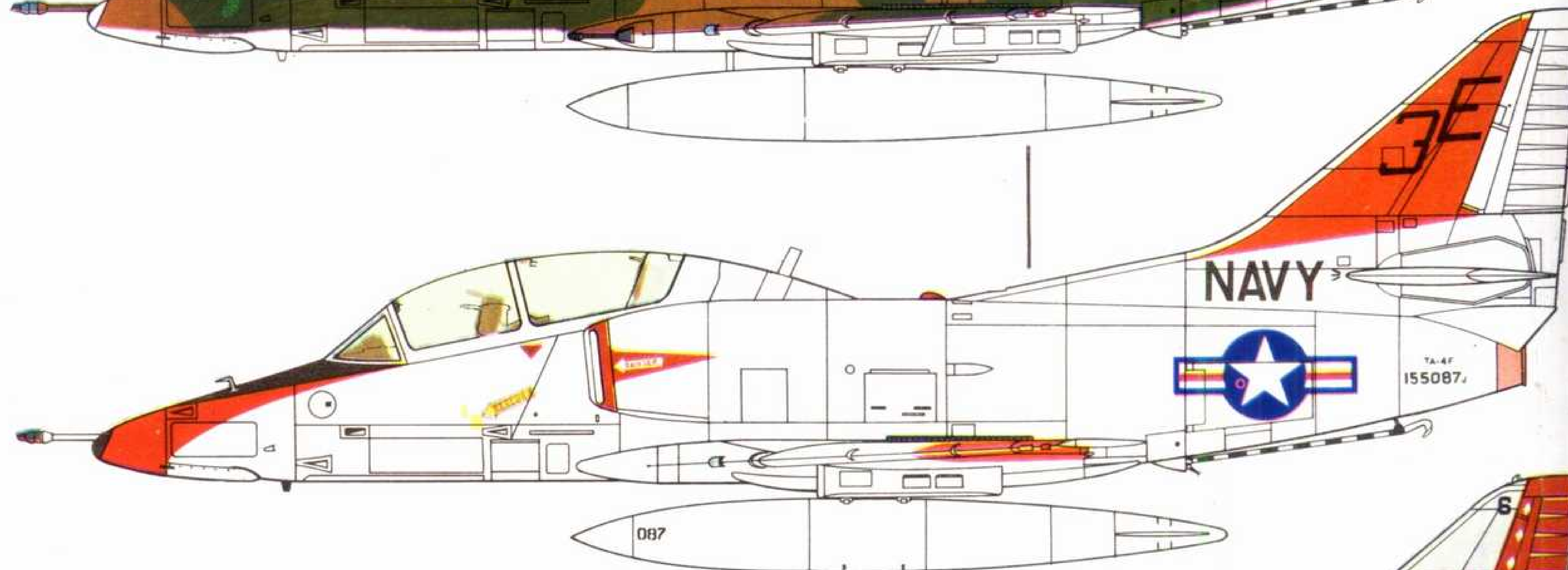
A-4G, sigla asignada a los 18 A-4F (y luego a varios A-4E modernizados) cedidos a la Royal Australian Navy, que empleó sus propios Skyhawk en los portaaviones Sydney y Melbourne. El ejemplar ilustrado pertenecía al 805 Squadron, embarcado en este último



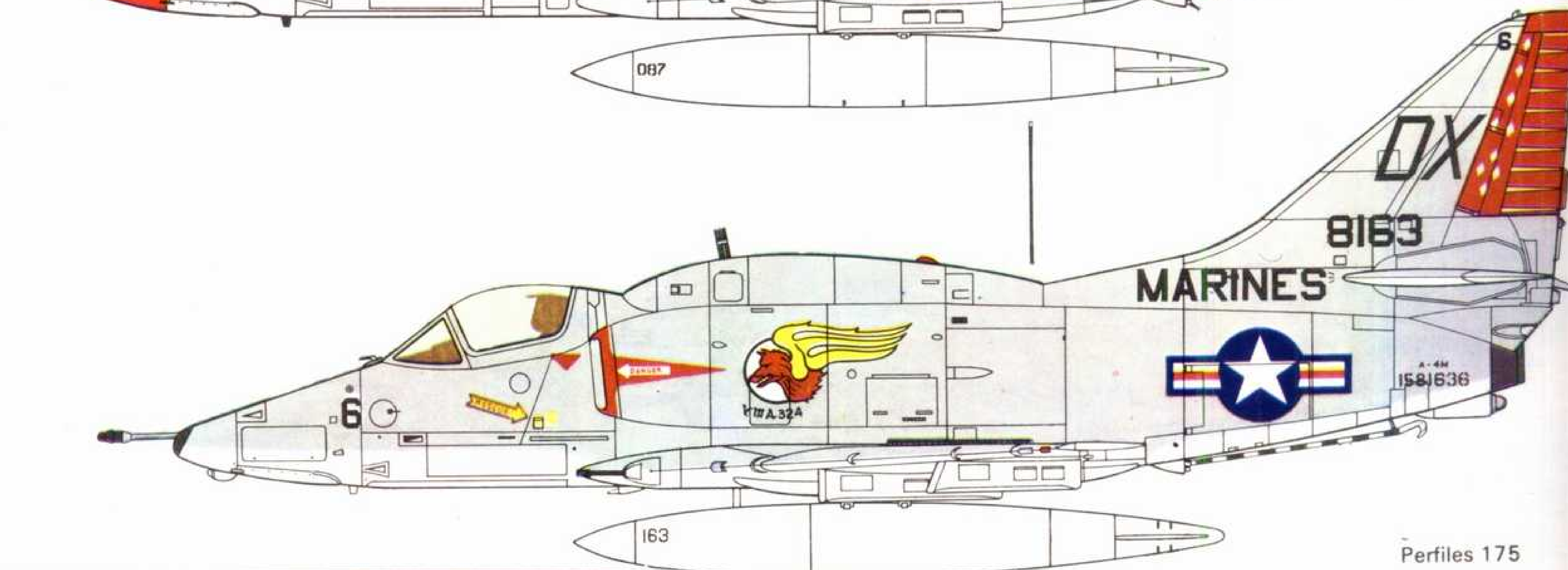
A-4K, variante (con paracaídas freno y nuevo diseño del plano vertical) del A-4F realizada para Nueva Zelanda, que recibió diez de ésta en 1970; equipan el 75 Squadron



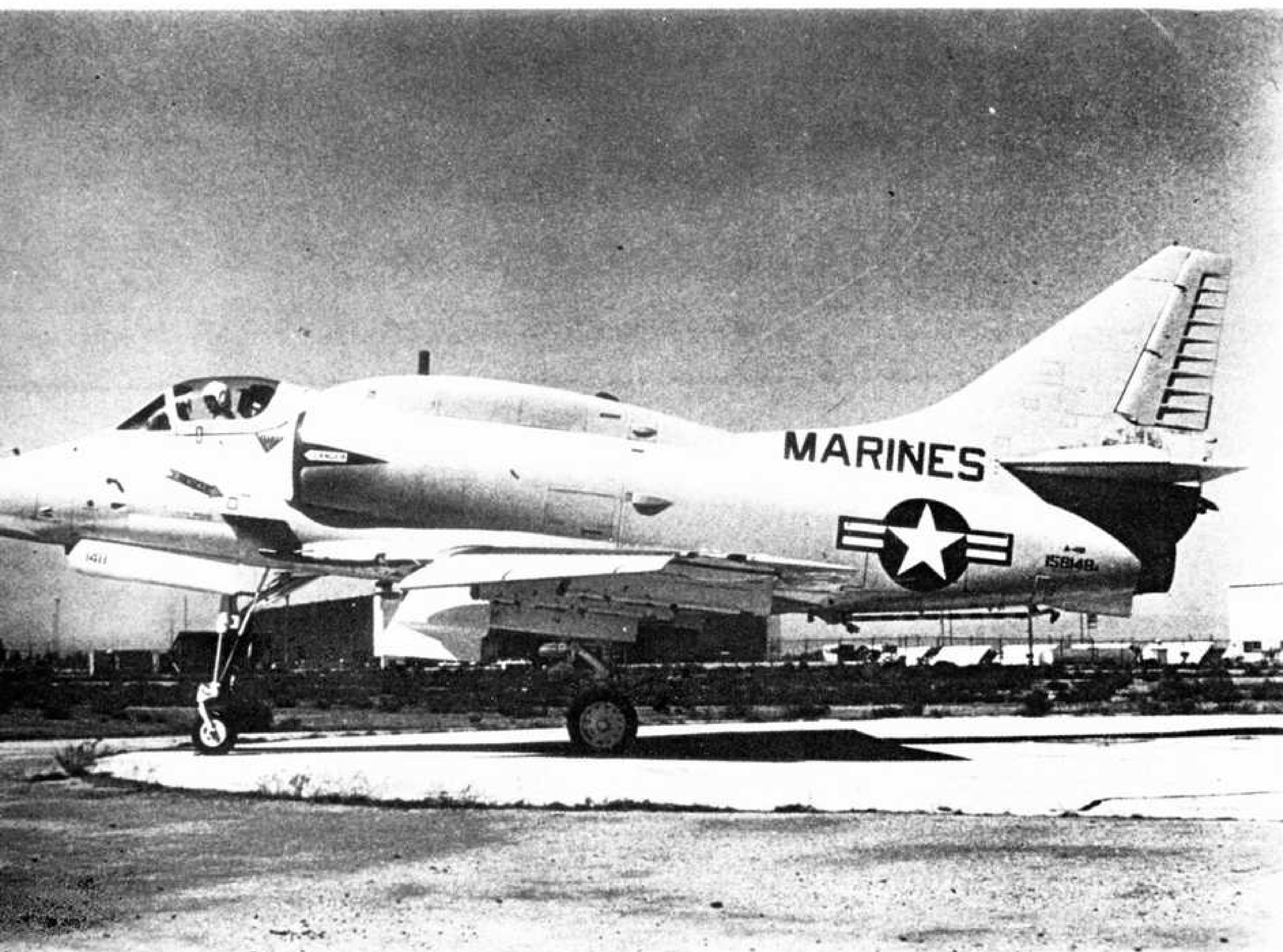
TA-4K, variante biplaza del anterior. La Royal New Zealand Air Force recibió cuatro de éstas, consignadas en el 14 Squadron con aviones de otros tipos.
El avión está ilustrado con la vieja cucarda, posteriormente sustituida con aquélla ilustrada en el A-4K



TA-4J, edición simplificada y más liviana del biplaza TA-4F, perteneciente al VT-21, que en 1969 estaba embarcado en el portaaviones Wasp, en el Golfo de Méjico



A-4M "Skyhawk II" del VMA-324, del Marine Attack Group 32. Además de la aviación de los Marines, esta versión fue ordenada por Kuwait (36 ejemplares) y Tailandia (30 ejemplares); el U.S. Marine Corps cedió, además, por lo menos 24 ejemplares a Israel, que dispone también de la variante A-4N ilustrada en el cuadro principal



Muchas innovaciones distinguen al A-4M (arriba), identificable por el nuevo diseño de la capota y el agregado de un paracaídas freno debajo de la tobera. En la fotografía, uno de los primeros 50 ejemplares, con matrícula 158148A (Archivo Coggi). Abajo, izquierda: Skyhawk II es la denominación de la versión A-4N que incorpora muchas mejoras. En la fotografía se observa el primer ejemplar (Archivo Bignozzi). Abajo, derecha: entre las variantes de exportación del Skyhawk, el A-4S resulta de la modificación de ejemplares usados, efectuada por la Lockheed de Ontario (California) para la aviación de Singapur, que recibió los primeros ocho en abril de 1974 (Archivo Coggi)

starter/generador de nuevo modelo y paracaídas-freno más eficiente. El primer A-4M volaba el 10 de abril de 1970, y el 3 de noviembre del mismo año fue entregado a los Marines.

Fundamentalmente similar al A-4M es la versión A-4N, ordenada por la marina americana para la exportación, cuyo primer ejemplar vuela en junio de 1972.

Una serie de 50 A-4B reacondicionados para la aviación argentina fueron designados A-4P, mientras que se siglaron como A-4Q los 16 ejemplares (siempre de la variante A-4B) reacondicionados para la marina argentina.

Los 40 Skyhawk en servicio en la Singapur Air Force son designados A-4S: éstos son también A-4B de la U.S. Navy, de cuyo reacondicionamiento se ha ocupado en 1973/1974 el Lockheed Aircraft Service de Ontario. La versión biplaza TA-4S posee doble cabina, en lugar de una sola como las versiones anteriores.

Su empleo

Los pilotos de la unidad VA-72 de la U.S. Navy recibieron sus primeros Skyhawk en octubre de 1956, después de que el A-4 hubiera completado las severas pruebas de evaluación en el centro experimental de Patuxent River. La unidad, después de haber volado en los caza F9F "Phanter" durante la guerra de Corea, había sido asignada en esa época a la tarea de ataque.

A la VA-72 le siguieron la VA-93 y luego una unidad de los Marines, la VMA-224. La siguiente versión A-4B fue entregada en setiembre de 1957, a la VMA-211 (Marines) y luego a la VA-12 (U.S. Navy).

Especialmente importante fue la contribución de los Skyhawk en las operaciones aeronavales en el sudeste asiático, y una mención especial merecen la VMA-225 y la VA-192, ambas equipadas con los A-4C, que efectuaron centenares de misiones desenganchando alrededor de 2,5 millones de kg de explosivo sobre los puestos enemigos. También la VA-195 de la Air Wing 19 participó en la campaña survietnamita efectuando más de 2500 misiones con sus A-4C. La crónica de la época recuerda que uno de estos aviones debió efectuar un aterrizaje de emergencia, sin rueda anterior, en el portaaviones Bon Homme Richard: dos días más tarde, el mismo avión estaba en condiciones de reanudar las misiones bélicas contra los Vietcong. Otro A-4C fue alcanzado con cinco impactos en la célula y, no obstante ello, regresó a la base, siendo esta confirmación, si aún fuera necesaria, de la resistencia del Skyhawk.

El pequeño delta caudato estadounidense ha desarrollado además una gran actividad con los colores israelitas en los cielos del Cercano Oriente, participando en las hostilidades de la "guerra de los seis días" y, más recientemente, en la del Kippur.





AERMACCHI

MB.326



En aproximación, con el freno aerodinámico, dos MB.326 (izquierda) de la Escuela de Vuelo Básico de Galatina (Lecce) (AMI). Abajo, en orden descendente: el primero de los dos prototipos MB.326 (MM 571) efectuó su primer vuelo el 10 de diciembre de 1957 (Archivo Bignozzi). El MB.326, matrícula MM 54169, que estableció muchos records mundiales de categoría en 1966, piloteado por el piloto de prueba Massimo Ralli (Archivo Catalanotto). Fotografiado en Grazzanise (Caserta) el 19 de junio de 1968, el MB.326 de la Unidad Experimental que el capitán Riccardo Peracchi empleaba para sus extraordinarias exhibiciones acrobáticas (Archivo Catalanotto). Fotografiado en el campo de la firma en Venegono (Varese), uno de los MB.326B destinados a la aviación de Túnez (Archivo Catalanotto)









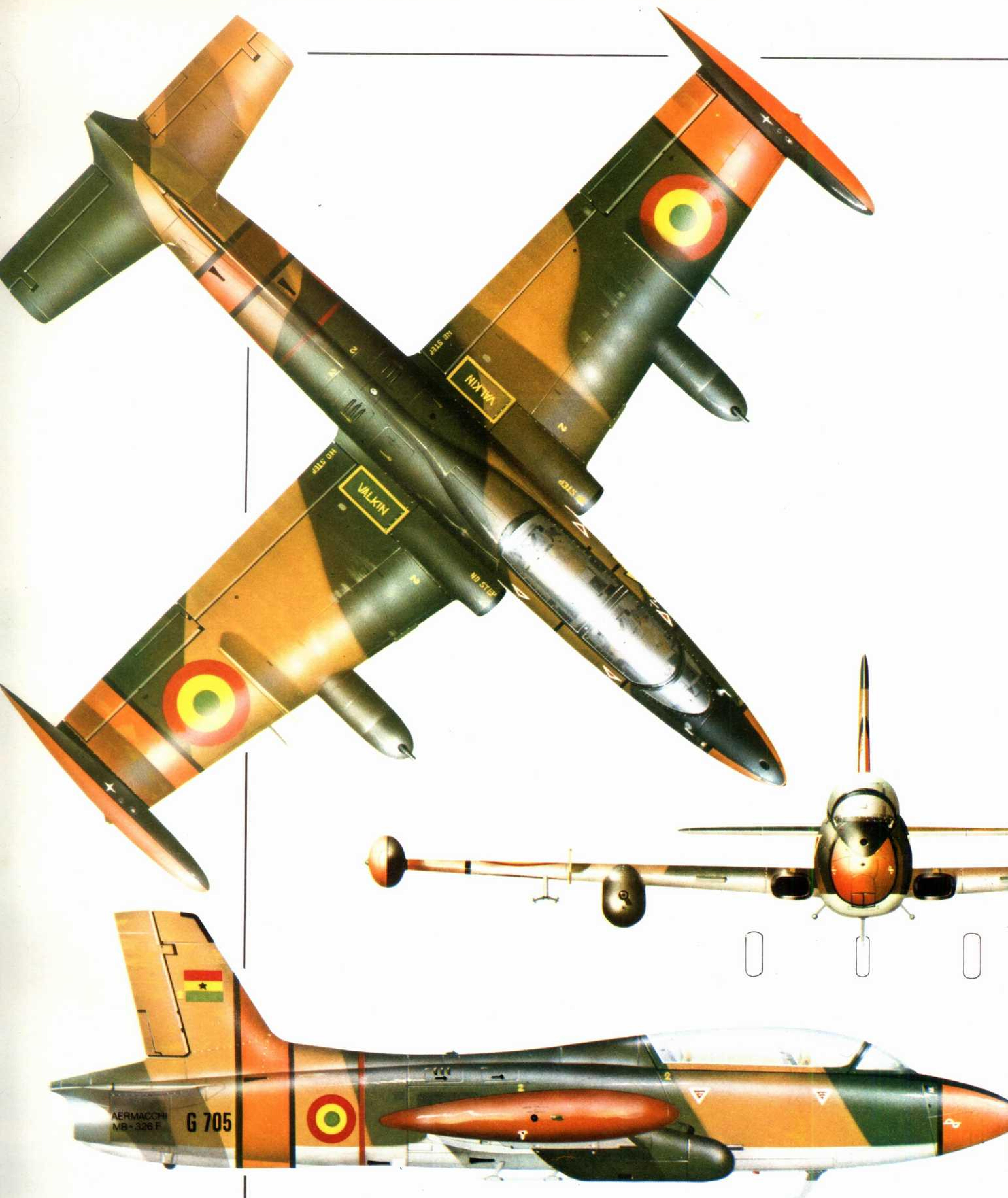
CARACTERÍSTICAS		AMI	MB.326H	MB.326GB	MB.326K
Envergadura	m	10,60	10,74	10,74	10,74
Largo	m	10,66	10,66	10,66	10,66
Altura	m	3,72	3,72	3,72	3,72
Superficie alar	m²	19,00	19,40	19,40	19,40
Peso vacío	kg	2 377	2 595	2 735	3 112
Peso máximo en el decolaje	kg	3 430	4 354	5 216	5 670
Carga externa máxima	kg	—	1 134	1 746	1 746
Velocidad máx. a cota 0	km/h	750	741	843	862
Velocidad de trepada inicial	m/seg	20,58	17,78	29,46	30,48
Tiempo de trepada a 9 000 m		12'30"	14'30"	8'	8'
Techo teórico	m	12 500	12 500	14 170	15 000
Alcance a cota 0	km	470	650	650	760
Alcance a 9 000 m	km	1 090	1 290	1 380	1 500
Motor tipo		Viper 11	Viper 11	Viper 20	Viper 63
Empuje	kg	1 134	1 134	1 540	1 814

El problema del adiestramiento de los alumnos pilotos militares se volvió apremiante a comienzos de la década de 1950, cuando la afirmación de la propulsión de reacción en los aviones de primera línea requirió un cambio radical en los programas de adiestramiento.

La Aeronáutica Macchi se había dedicado a los aviones de adiestramiento desde 1949, fabricando bajo licencia la versión italiana del biplaza Fokker S.11 para la escuela de primer período y el prototipo MB.323 para el vuelo básico en el ámbito de un programa ministerial para la sustitución de los viejos T-6 americanos. De todos modos, la firma italiana había intuido que la orientación definitiva sería la fórmula de avión de reacción "ab initio", por lo cual, luego que estuvo disponible con el A.S. Viper (un turborreactor liviano de características adecuadas), desarrolló y presentó el proyecto de un avión, el MB.326, que resumía los dos primeros períodos de instrucción. Originariamente, la denominación había sido dada a un biplaza con puestos uno al lado del otro propulsado por un Viper 8, bastante similar a aquel que sería el Jet Provost en la segunda versión.

Un factor muy importante, en el marco de la evolución del "326", fue la polémica que agitó al mundo aeronáutico contraponiendo el biplaza en tándem a aquél con puestos uno al lado del otro. En Italia, la preferencia se inclinó hacia la primera solución: el MB.326 nacía así, por proyecto del ingeniero Ermanno Bazzocchi, como avión de adiestramiento básico capaz de garantizar a los alumnos una preparación completa para todo tipo de misión, como también de asegurar selección e instrucción iniciales de los alumnos.

En abril de 1956, cuando la aeronáutica militar italiana dio comienzo oficialmente al "326", la casa


VALKIN
VALKIN
NO STEP
NO STEP
AERMACCHI
MB-326 F
G 705

AERMACCHI MB.326F

Aermacchi MB.326F perteneciente a la Escuela de Vuelo de la Ghana Air Force. El primer pedido fue firmado en Accra en la primavera de 1965 y comprendía siete aviones más el equipamiento en tierra, piezas de repuesto y equipos didácticos. Actualmente los aviones existentes son 26 y equipan la única unidad basada en aviones de reacción, empleada para el adiestramiento y el ataque a tierra.

El armamento del avión ilustrado está compuesto por dos ametralladoras Browning-Colt M3 de 12 mm colocadas en góndolas subalares, mientras que en los pilones pueden ser enganchados depósitos, bombas, contenedores lanzacohetes

0 1 2 m

roberto terrinoni





constructora ya trabajaba desde hacía aproximadamente dos años y medio en el proyecto y, en junio de 1957, el prototipo del avión era presentado al público en la muestra estática de la exhibición aérea Baracca y en el Salón de París. El 10 de diciembre del mismo año, el prototipo efectuaba su primer vuelo en el aeropuerto de Venegono, piloteado por el comandante Guido Carestiato. El aparato reveló inmediatamente, desde las primeras fases, óptimas características y, muy pronto, fue seguido por el segundo prototipo, que voló en setiembre de 1958.

Al mes siguiente, comenzaba el período de las pruebas; en noviembre de 1958, un prototipo era trasladado a Práctica de Mar, donde la Unidad Experimental de Vuelo y el Grupo de estandarización comenzaban una intensa evaluación que concluía en 1960 con la aprobación de un pedido de 100 ejemplares por parte de la aeronáutica militar.



El simulador del MB.326C (arriba), versión no realizada destinada al adiestramiento de los pilotos de F-104G en el empleo del aparato NASARR (Archivo Catalanotto). Derecha: en 1963, Alitalia adquirió cuatro MB.326D, versión para el adiestramiento en el pilotaje de línea, que a partir de 1964 empleó en su escuela de Brindisi, donde fue tomada esta fotografía (Archivo Bignozzi)





Abajo, en orden descendente: uno de los MB.326F para la aviación de Ghana; el avión está ilustrado con depósitos subalares sumados a aquellos que se encuentran en la punta (Archivo Bignozzi). Un MB.326H de la patrulla acrobática "Telstar" de la Royal Australian Air Force (Archivo Catalanotto). Un MB.326M "Impala" de la Suid Africaanse Lugmaag (Archivo Catalanotto)

Su técnica

El MB.326 es un monoplano totalmente metálico de ala baja, tren de aterrizaje triciclo retráctil, empenajes cruciformes y tomas de aire divididas dispuestas en la raíz del borde de ataque alar.

El ala es particularmente simple y racional: tiene planta trapezoidal con una leve flecha de 8°30' y está realizada en tres elementos, el plano central adherido al fuselaje y las dos semialas, convergentes en profundidad y espesor y dotadas de placas antideslizamiento en correspondencia con la raíz de los alerones. La estructura está basada en un solo larguero, carente de larguerillos de resistencia del revestimiento en el sentido de la envergadura. Los amplios hipersustentadores de ranura pueden ser bajados hasta 64°; los alerones, con cuerda igual al 24 por ciento de aquélla alar, están compensados estática y dinámicamente con contrapesos aplicados a su borde de ataque.

El fuselaje, de tipo tradicional, tiene una estructura basada en cuadernas en C y cuatro largueros que, desde la sección en C de la parte central pasan a aquélla en L hacia el extremo posterior; además son muchos los larguerillos de resistencia del revestimiento de lámina. El fuselaje está dividido en cuatro elementos: la trompa, que llega hasta el mamparo que delimita la cabina presurizada, y en la cual están alojadas las válvulas del equipo de presurización y los equipos de radio; la sección centro-anterior comprende la cabina, mientras que la sección central siguiente comprende las tomas de aire y los dos depósitos de combustible. La sección posterior se extiende desde la parte en correspondencia con la cámara de combustión del motor hasta las uniones de los empenajes. Esta sección posterior incorpora el mamparo parallamas, que aísla la zona caliente del motor de la estructura del avión. Al extremo posterior de esta sección está unido el cono terminal de lámina de acero inoxidable.

El empenaje horizontal está constituido por un estabilizador con estructura de doble larguero y dos semielevadores unidos con una barra de torsión. También la deriva tiene estructura de doble larguero que se une al fuselaje con una amplia aleta dorsal. Las superficies móviles, totalmente metálicas, tienen estructura de un solo larguero.

El tren de aterrizaje está constituido por tres parantes, de los cuales el anterior se retrae hacia adelante en la trompa del fuselaje y los principales giran hacia el exterior alojándose en el vientre del ala. Una rueda fija, embutida en la aleta ventral, protege la sección posterior del fuselaje ante la eventualidad de un contacto con el terreno en posición excesivamente empinada. El tren de aterrizaje es accionado hidráulicamente por un circuito de emergencia en caso de avería de la instalación principal.

Un freno aerodinámico de considerables dimensiones está unido mediante bisagras al vientre del fuselaje en la parte anterior del borde de ataque, y que puede bajarse hasta un máximo de 56°.

El motor del MB.326 (versión GB) es un Rolls Royce "Viper" Mk.540 con compresor axial de ocho etapas, cámara de combustión anular y turbina de una etapa, que ofrece un empuje máximo en el decolaje de 1540 kilogramos. El equipo de alimentación desemboca en dos depósitos flexibles en el fuselaje con una capacidad de 765 litros (a los cuales se suman los 620 litros contenidos en los dos depósitos fijos de las puntas y los dos eventuales depósitos desenganchables de 331 litros cada uno).

La cabina dispone de dos puestos en tándem con asientos eyectables Martin Baker protegidos por un amplio techo en pérspex realizado en una sola pieza. Los comandos de vuelo del avión son de tipo tradicional y los dos tableros (completados con instrumental moderno) son idénticos, con excepción de la brújula magnética presente sólo en el tablero ante-

ior (que es el del alumno). Las instalaciones electró-
icas comprenden aparatos de radio VHF y UHF, /OR-ILS, ADF, Marker Beacon y otras instalaciones especiales requeridas por los usuarios.

Todas las instalaciones de armamento del MB.326GB son externas y utilizan seis pilones sub-alares. La gama del armamento trasportable es muy vasta y va desde las minigun a los contenedores para bombas de ejercicio, contenedores de cohetes de diversos modelos y dispositivos para reconocimiento fotográfico en góndolas especiales que pueden montarse en sustitución de los depósitos suplementarios.

Su evolución

Los cuatro ejemplares evaluados por el R.S.V., permitieron llegar muy pronto a una rápida homologación del avión que, después de haber reconocido que respondía perfectamente a la especificación, comenzaba el servicio en la escuela de la AMI el 22 de marzo de 1962. Sin embargo, la firma varesiana, consciente del hecho de que los pedidos italianos nunca podrían asegurarle al MB.326 un significativo éxito de ventas, había apuntado desde un principio hacia nuevos mercados.

El primer cliente que siguió a la AMI fue la compañía Alitalia, que había decidido formar una escuela de pilotaje basada en aviones de reacción en el aeropuerto de Brindisi. El avión seleccionado fue el MB.326 en la versión D, provisto de equipos electrónicos sofisticados e instrumental similar a la de los aviones de línea. Hasta 1967, estos aviones desarrollaron una intensa actividad de adiestramiento.

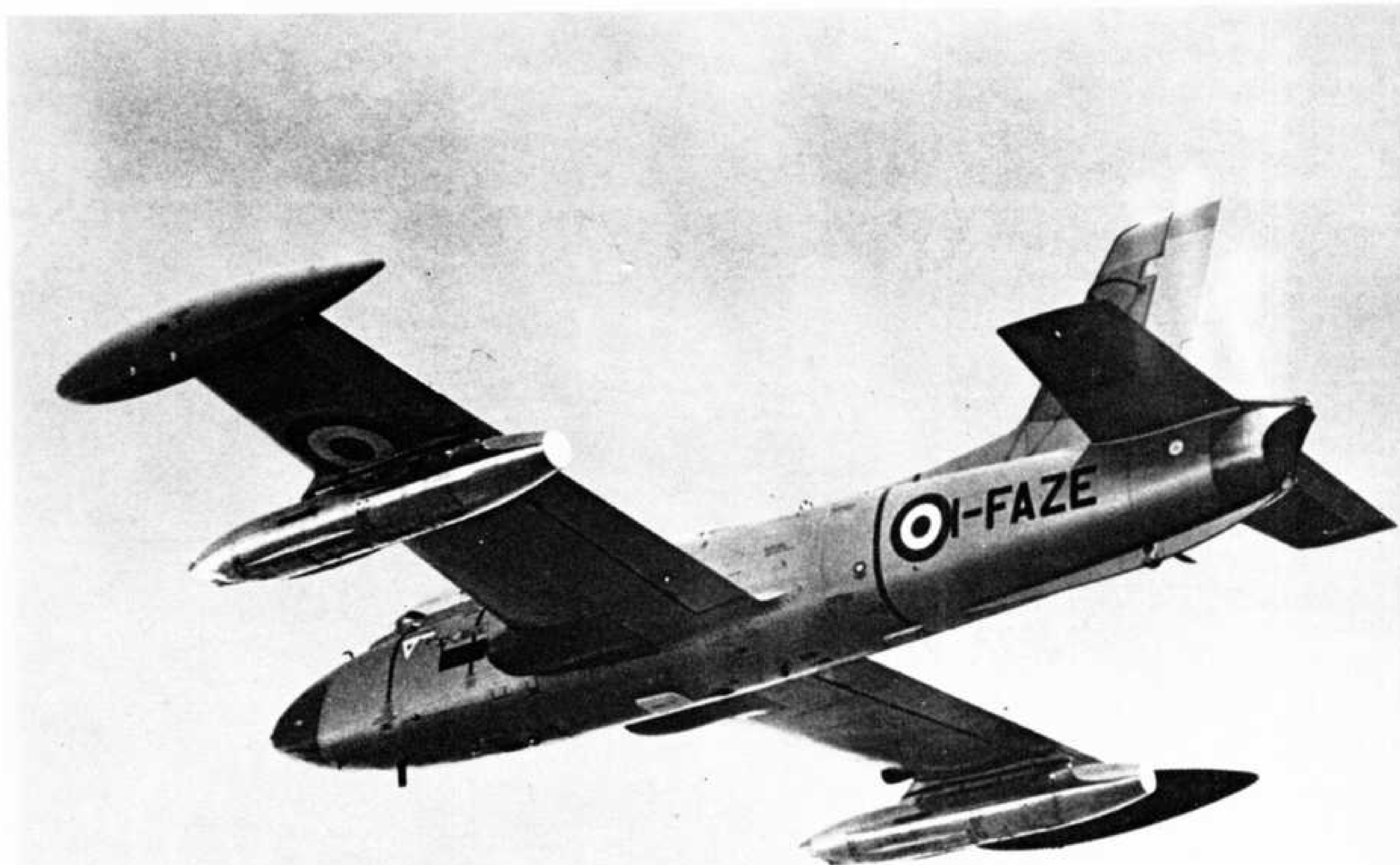
La primera venta al exterior se remonta a la primavera de 1965, cuando Túnez ordenó ocho MB.326B: una versión derivada directamente de aquélla de la AMI, pero con posibilidad de armamento (pod alares con ametralladoras, lanzacohetes).

El episodio decisivo de la nueva política comercial de la Aermacchi fue, sin embargo, el siguiente, que llevó a suministrar a Ghana, nueve ejemplares del MB.326F, esencialmente similares al B, pero con un instrumental electrónico más sofisticado, de depósitos en las puntas con mayor capacidad y de depósitos subalares.

En vista de la entrada en servicio del F-104G, la Aermacchi estudió también una versión especial, la MB.326C, para adiestrar a las tripulaciones en el empleo del radar de interceptación y en los complicados sistemas de navegación utilizados por los caza todo tiempo. Sin embargo, la propuesta de la Aermacchi fracasaba y sólo se realizó el prototipo.

En 1965, llegaban a su término otros estudios que el establecimiento italiano había comenzado desde hacía tiempo. En 1964, una comisión sudafricana había evaluado atentamente el MB.326, escogiéndolo como avión de adiestramiento para la South African Air Force. El avión italiano sería fabricado bajo licencia por la Atlas en el nuevo establecimiento de Kempton Park en Transvaal, terminado hacía poco tiempo.

La nueva versión M del MB.326, que se diferenciaba de las anteriores por una serie de mejoras y modificaciones, llevó a la Aermacchi a afrontar los primeros grandes problemas relativos a una fabricación bajo licencia, y el resultado de esta experiencia fue ampliamente positivo. En octubre de 1965, en efecto, después de un intenso ciclo de pruebas, también Australia anunciaba la elección del avión italiano para reequipar sus propias escuelas de vuelo y ordenaba una serie de 73 aviones (más 33 optativos), de los cuales 12 se adquirirían directamente en Italia y los demás se fabricarían bajo licencia en las fábricas de la Commonwealth Aircraft Corp. La versión escogida era la H, provista de un nuevo equipo de radio UHF, de instrumental integrado para la navegación, de TACAN y de un turborreactor R.R. "Viper 11" de mayor potencia.



La posibilidad de ofrecer un avión de mayores capacidades aún, y la oportunidad de utilizar el nuevo turborreactor Viper 20 Mk.540 de 1540 kg de empuje estático y capaz de un consumo específico inferior al del Viper 11, llevaron en la primavera de 1967, a los primeros vuelos del MB.326G, realizados en dos prototipos experimentales: potencia de carga bélica de nada menos que 1814 kg colgados en seis pilones subalares, equipos radicalmente revistos y un peso máximo en el decolaje de 5216 kg (aproximadamente un 60 por ciento superior respecto de aquél del prototipo), eran las innovaciones más interesantes del aparato.

Del MB.326G, con una simplificación de las dotaciones electrónicas, se derivaron las versiones de serie GB suministradas en 1969 a la marina argentina (8 ejemplares), en 1970 a Zaire (17 ejemplares), y en 1971 a Zambia (18 ejemplares). La versión GC, destinada a la aviación brasileña y bautizada como AT-26 "Xavante" aseguró, por último, a la Aermacchi, el tercer contrato de fabricación bajo licencia por obra de la Embraer de São José dos Campos (San Pablo) para un total de 112 ejemplares previstos desde el primer pedido.





En orden descendente: con la matrícula civil I-FAZE, un MB.326 con motor Viper 540 sirvió como demostrador para la versión G: a los soportes subalares están aplicados dos contenedores Matra SA.10, cada uno con un cañón Aden de 30 mm con 150 disparos (Archivo Catalanotto).
Un MB.326GB para la aviación naval argentina, fotografiado en el campo de la firma (Archivo Bignozzi).
El monoplaza de ataque MB.326K, aún con la matrícula civil I-AMKK (Archivo Bignozzi)

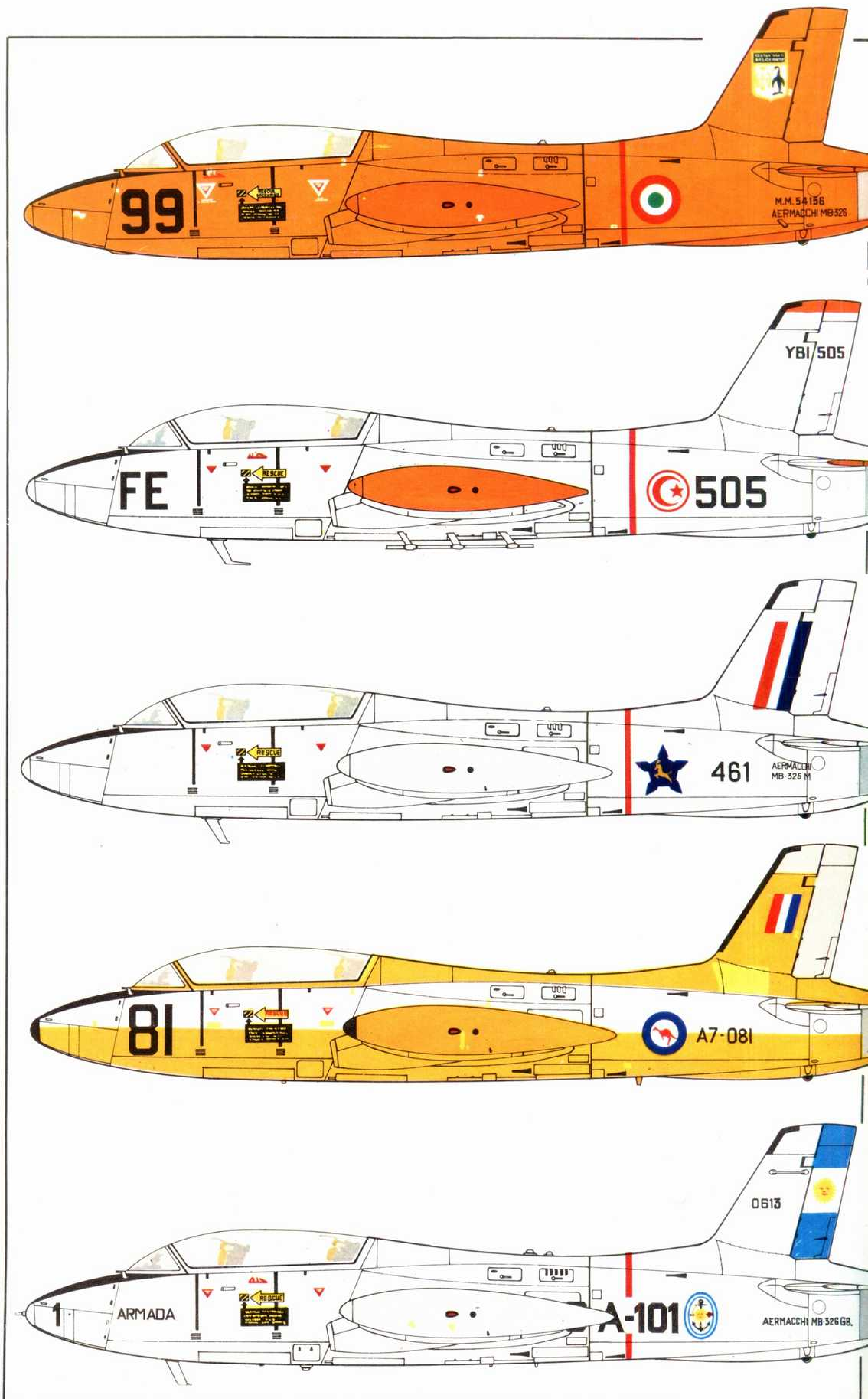
MB.326 perteneciente a la Escuela de Vuelo Básico basada en aviones de reacción de la Aeronáutica Militar Italiana, con base en el aeropuerto de Galatina (Lecce). El avión está ilustrado con los depósitos de las puntas, de tipo pequeño

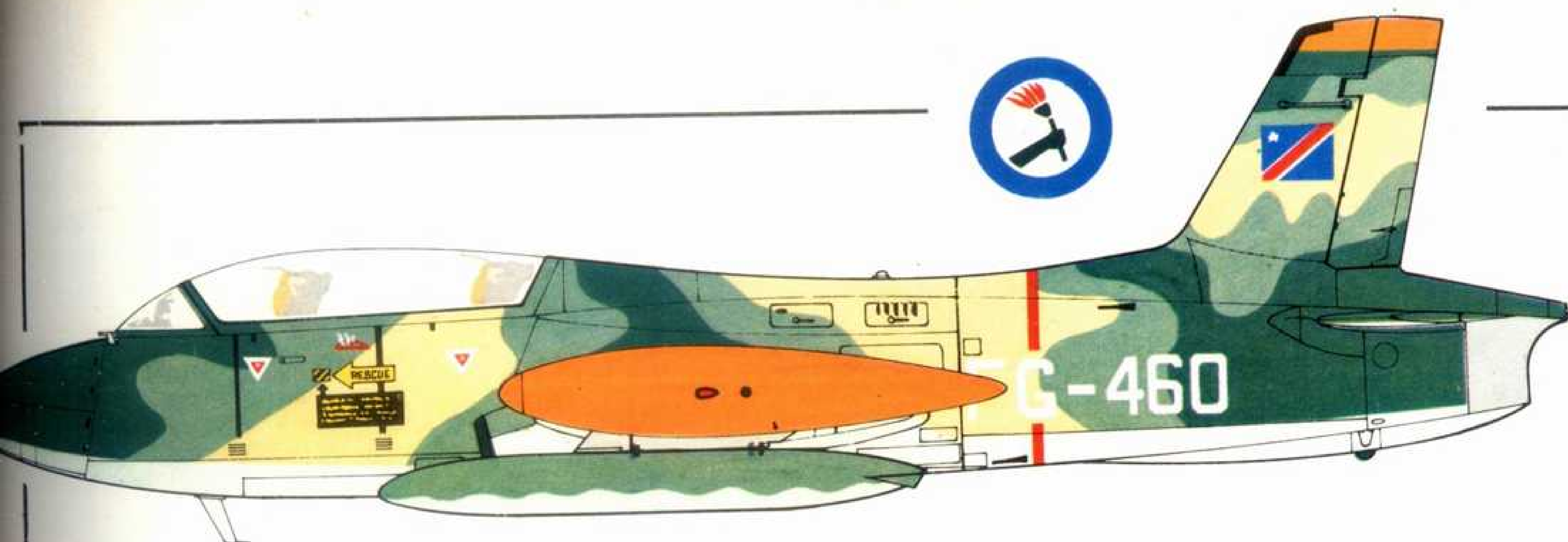
MB.326B perteneciente a la aviación tunecina que ordenó primero ocho aviones en la primavera de 1965. Esta versión fue empleada tanto para el adiestramiento como para el apoyo táctico

MB.326M perteneciente a la Suid Afrikaanse Lugmaag. Versión fabricada bajo licencia por la Atlas de Kempton Park en Transvaal y denominada "Impala". La primera unidad que recibió los nuevos aviones (en 1967) fue el 4° Squadron con base en Swartkops, para el adiestramiento básico y avanzado. Siguieron los Squadron 1, 5 y 8, la Central Flying School en Dunottar y la Advanced Flying Training School en Langebaanweg

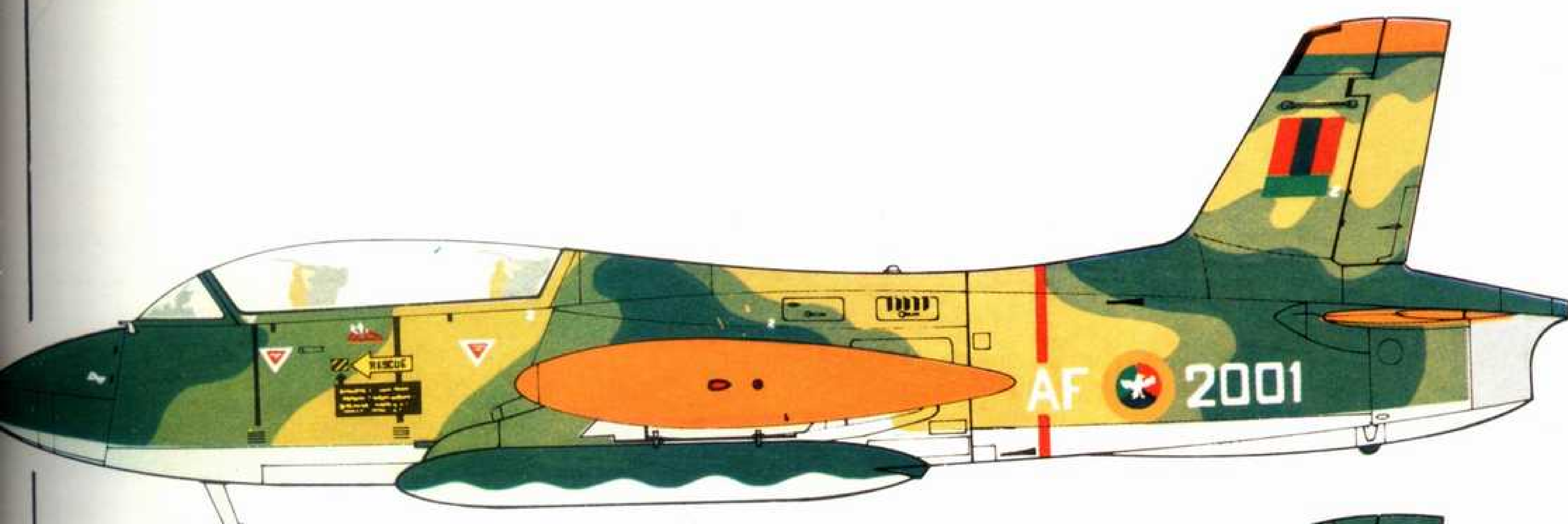
MB.326H perteneciente a la Central Flying School de Aest Sale, escuela para instructores de la RAAF. Después de un primer pedido de aviones fabricados en Italia y que llegaron a Australia en octubre de 1967, otros 94 fueron fabricados bajo licencia por la Commonwealth Aircraft Corporation de Port Melbourne y las entregas finalizaron en setiembre de 1972. Versión estudiada expresamente para la RAAF, estaba propulsada por un nuevo motor Viper 11 Mk.22-11 y por un instrumental electrónico más complejo; otras unidades que utilizan el Macchi son el 2° FTS de Pearce para el adiestramiento avanzado y el Aircraft Research and Development Unit de Laverton

MB.326GB perteneciente a la aviación naval argentina. Se trata de una variante del G con motor de mayor potencia (1540 kg de empuje) Viper 20 Mk.540, con un instrumental totalmente nuevo y con seis pilones para una carga bélica de 1814 kg. El primer pedido para ocho aviones data de 1969



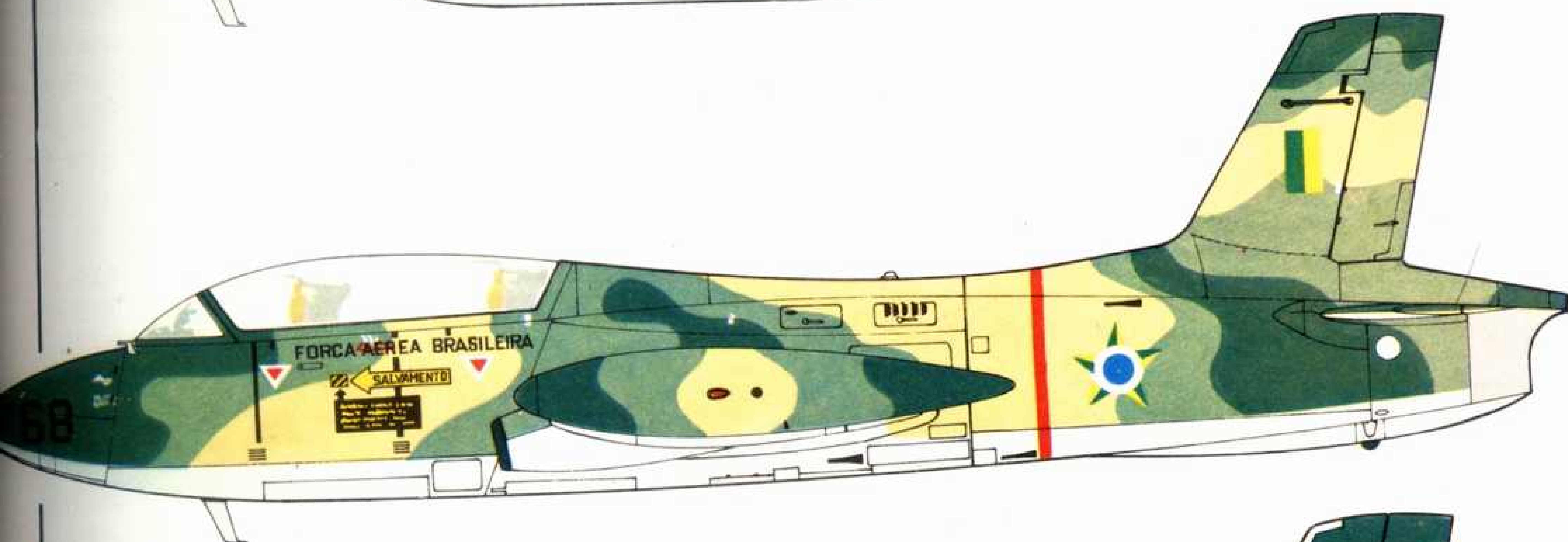


MB.326GB perteneciente a la aviación de Zaire. En 1970 se produjo el primer pedido de 17 aviones, que tuvieron su base en N'Gili en las cercanías de Kinshasa. El avión ilustrado está representado con el viejo distintivo de nacionalidad; aparte se muestra el nuevo, adoptado por la Force Aérienne Zairoise en 1974

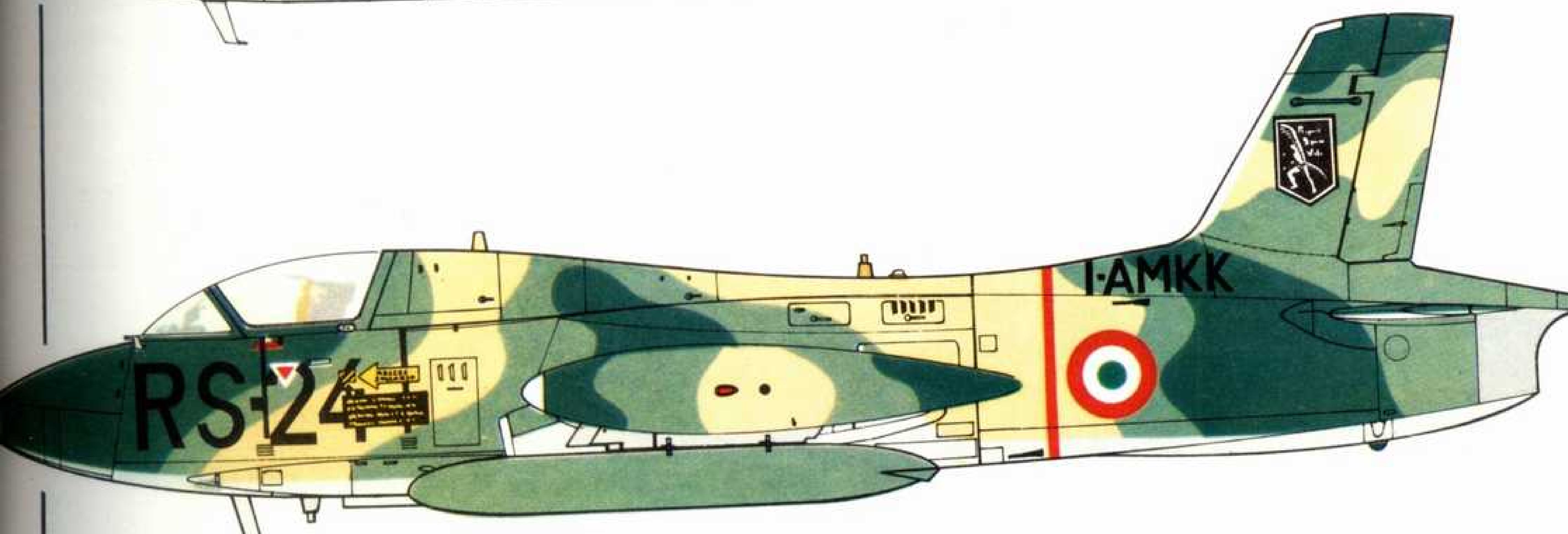


MB.326GB de la aviación militar de Zambia. La primera provisión de 18 ejemplares se produjo en 1971

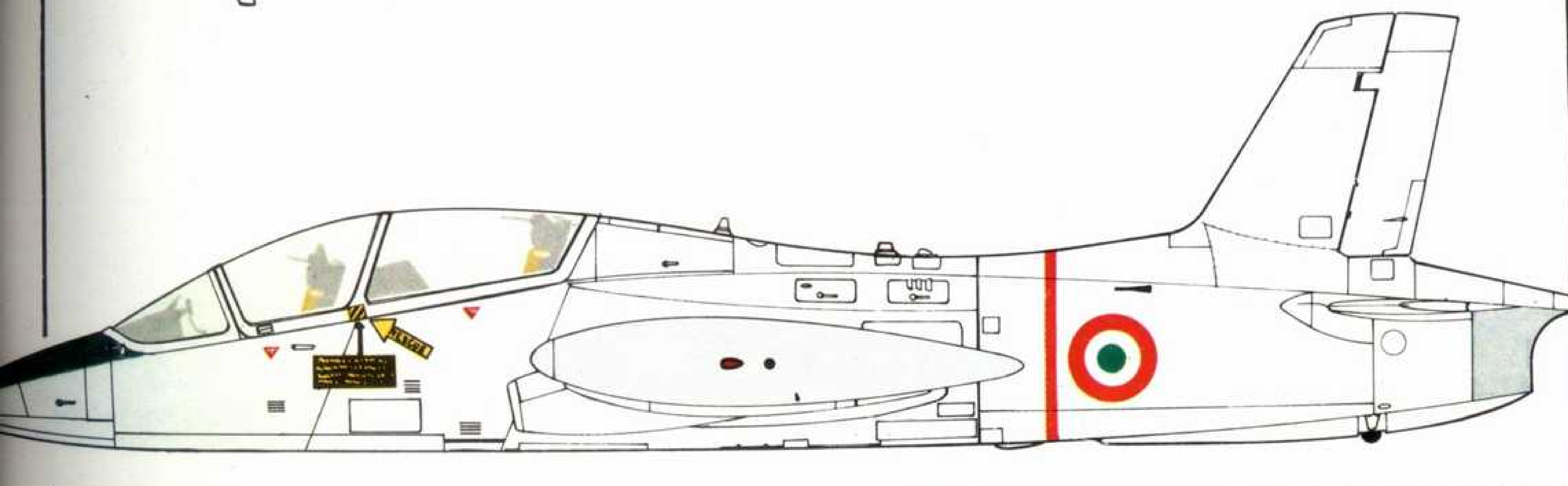
MB.326GC de la aeronáutica brasileña. Fabricado bajo licencia por la Embraer de São José dos Campos, fue rebautizado como AT-26 "Xavante". Un primer pedido de 112 ejemplares fue asignado a las unidades a partir de setiembre de 1971 con tareas de avión de adiestramiento y de ataque antiguerrilla; en 1974 habían sido entregados 64 ejemplares de éste



MB.326K versión monoplaza estudiada en 1970 para el empleo específico de ataque a tierra. El armamento está compuesto por las habituales cargas alares enganchadas a los pilones como en el modelo G y por la instalación de dos cañones Defa de 30 mm en carenados en la parte inferior de la proa. El avión ilustrado, el demostrador, lleva en la trompa la sigla y en la deriva el emblema del 311 Grupo (la Unidad Experimental de Vuelo), de la AMI con base en Práctica de Mar, y aún lleva la sigla civil I-AMKK



MB.339, nueva evolución del biplaza de la Aermacchi actualmente en fase de realización. Deriva directamente del tipo K, del cual adopta la estructura alar, la parte posterior y el motor. La parte anterior es totalmente de nuevo diseño, permite una mayor visibilidad a los pilotos y está preparada para la instalación de varias armas.
En la ilustración está representado el prototipo presentado en enero de 1975



0 1 2 3 m

roberto terrinoni

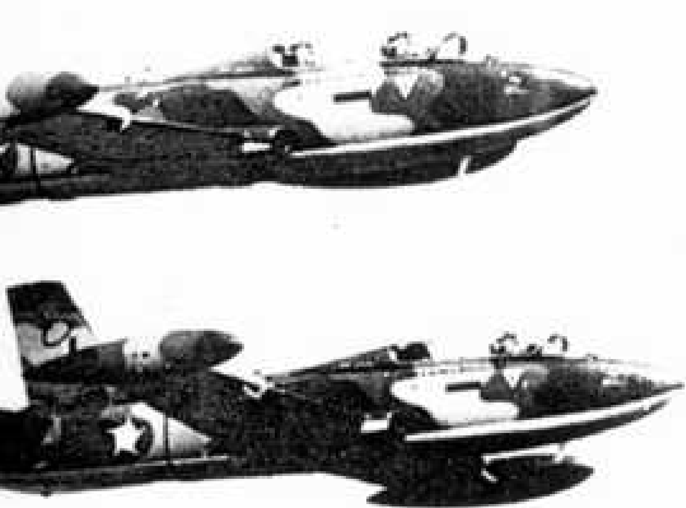


Después del éxito del "326", en las oficinas de planeamiento de la Aermacchi nació el sucesor del afortunado avión: el MB.339. Del "326" se fabricaron hasta hoy más de 600 ejemplares, que totalizaron más de 550000 horas de vuelo en todo el mundo.

Su empleo

El primer curso de la AMI en el MB.326 (el 43 Curso de Alumnos Oficiales Pilotos de Complemento) comenzó en marzo de 1962 y concluyó el 29 de octubre del mismo año en la Escuela de Vuelo Básico de Lecce.

El MB.326, entre tanto, había merecido el honor de la crónica el 4 de agosto de 1961 cuando, piloteado por el comandante Guido Carestiato, había conquistado el record mundial de altura para su categoría con 15489 metros. El 2 de agosto de 1967, seguían otros records de categoría. Al mes siguiente, los rusos arrebataban el record a los italianos, pero el 18 de marzo de 1966, Massimo Ralli llevaba el MB.326 a 17315 m en 44 minutos, estableciendo en la misma ocasión el nuevo record de altura en vuelo estabilizado, con 15668 metros. El 8 de febrero de 1967, el mismo piloto se adjudicaba el record de categoría de velocidad ascensional (3000 m en 2'02", 6000 m en 3'56" 3/10, 9000 m en 6'39" 7/10, 12000 m en 10'53" 8/10) y luego, el 18 de julio, el de distancia en línea recta con 970 kilómetros. El 2 de agosto de 1967, en la base Manerba-Monica del Garda, seguían el record de velocidad en base con 871,798 km/h, y entre el 1° y el 9 de diciembre, los records de velocidad en base de 15-20 km a 880,586 km/h, en un circuito de 100 km a 831,007 km/h, en un circuito de 500 km a 777,667 km/h, como también el de distancia en circuito cerrado de 773,557 kilómetros.

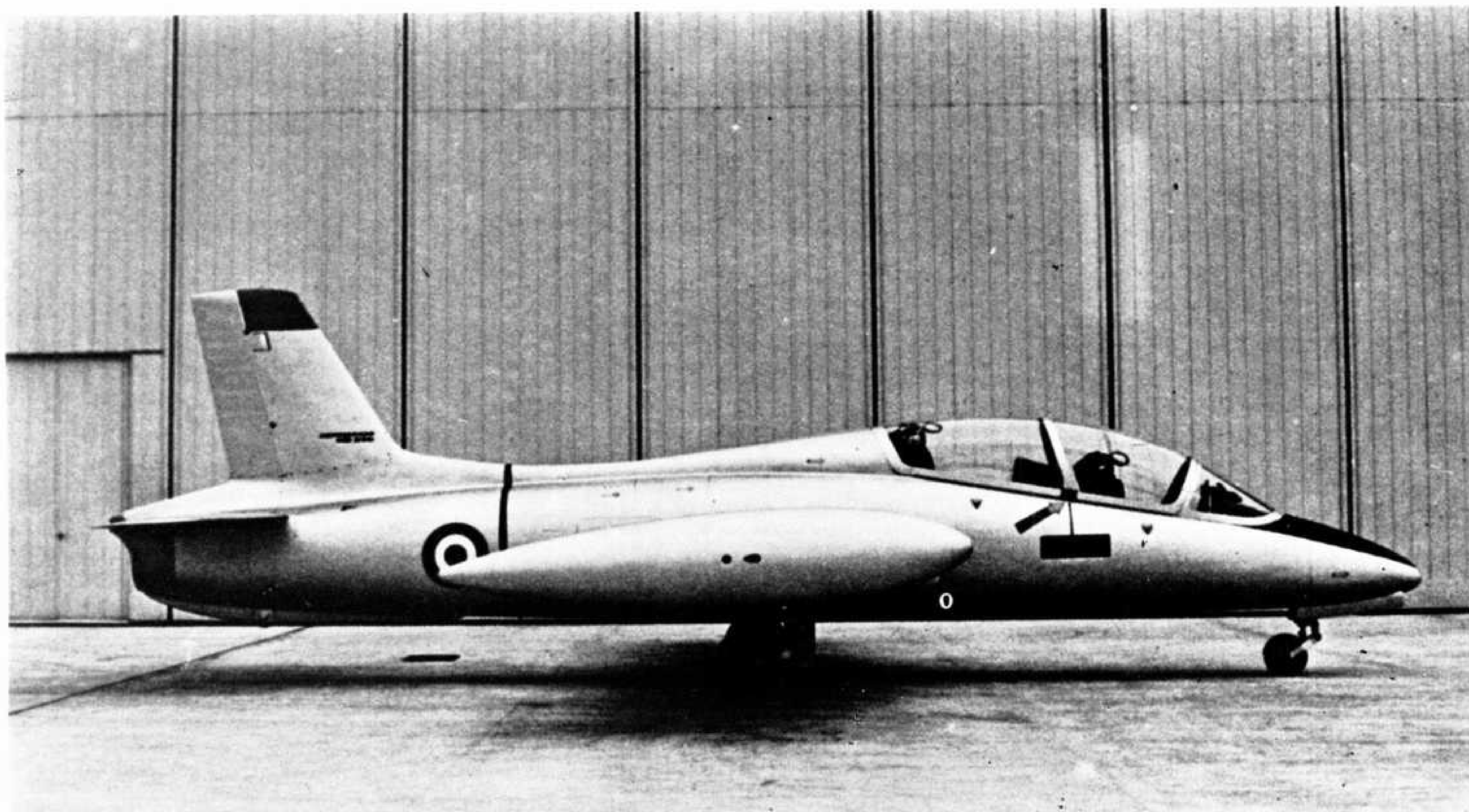




Con el mismo Viper 540 del MB.326G, efectuaba su primer vuelo en Venegono, el 22 de agosto de 1970, el prototipo MB.326K de la variante monoplaza de adiestramiento operativo y apoyo táctico que, adoptando un excelente armamento de tiro (dos cañones Defa de 30 mm en carenados especiales del vientre de la sección anterior del fuselaje) sumados a aquél colgado de los seis pilones alares, se convertía en un auténtico avión de ataque con aptitudes no inferiores a las del histórico F-84F Thunderstreak.

Las mejoras aportadas al "K" comprendían la adopción del más potente Viper 632 de 1814 kg de tracción, un aumento en la resistencia estructural, la adopción de alerones servoasistidos hidráulicamente, una mayor capacidad de combustible para un total de 1600 litros, la instalación de colimador giroscópico, instrumental reexaminado. Para el monoplaza existe un pedido para tres ejemplares por parte de Dubai, uno de los Emiratos del Golfo Pérsico, junto con un ejemplar del biplaza MB.326L, que conserva todas las interesantes mejoras del K.

Arriba, en orden descendente: tomada durante una presentación en el Salón de París, una maniobra de "touch and go" en un solo parante del tren de aterrizaje, efectuada por el MB.326K matrícula I-AMKK con la coloración mimética (Archivo Alata). Un par de MB.326GC de la aviación brasileña: muchos de los 112 biplaza ordenados y fabricados bajo licencia por la Embraer ya se encuentran operando en dos bases (Archivo Apostolo). El último pais africano que ordenó el MB.326GB fue Zambia: en la fotografía uno de los primeros ejemplares llevados en vuelo en 1973 (Foto Apostolo). Derecha: el sucesor del MB.326 para la Aeronáutica Militar Italiana es el MB.339 (en la fotografía, el prototipo del avión), del cual conserva la mayor parte de los componentes, con excepción de la parte anterior, totalmente de nuevo diseño y con puestos escalonados (Foto De Sigis)



MIKOYAN-GUREVIČ

MiG-21



Decolaje de un MiG-21PFMA (izquierda) para la parada aérea de Moscú, en el día del aniversario de la aviación, el 18 de agosto de 1974. Obsérvese el travesaño del Pitot en el lado izquierdo de la trompa y la leve saliente por el armamento de tiro debajo del fuselaje (TASS). Abajo: durante un pasaje a baja velocidad, el MiG-21F muestra claramente el primer sistema de flap, del tipo Fowler de deslizamiento (Archivo Alata). Más abajo: en 1963 fue posible observar desde cerca al caza soviético, cuando los primeros diez aviones suministrados a la aviación finlandesa llegaron a la base de Kuopio el 24 de abril (UPI/ANSA)

CARACTERÍSTICAS		MiG-21F	MiG-21PF	MiG-21MF	MiG-21SMT
Envergadura	m	7,15	7,15	7,15	7,15
Largo (sin sonda)	m	13,46	14,00	13,46	14,00
Altura	m	4,20	4,20	4,50	4,20
Superficie alar	m²	23	23	23	23
Peso vacío	kg	—	5 350	—	—
Peso total	kg	7 575	8 440(1)	8 200 9 400(1)	—
Velocidad máxima	km/h	2 000	2 125	2 230	2 230
a la altura de	m	—	—	11 000	11 000
Trepada inicial	m/seg	152	135	—	—
Techo práctico	m	más de 20 000	19 000	18 000	18 000
Alcance con combustible interno	km	560(2)	1 100	1 100	1 207
Alcance con depósitos externos	km/h	2 000(3)	1 850(3)	1 800	3h 30'(2)
Motor tipo		R-11F	R-11-F2S-300	R-13(SPS)	R-13(SPS)
Empuje en seco	kg/emp.	—	3 900	5 100	5 100
Empuje con combustión posterior	kg/emp.	5 750	6 200	6 600	6 600

(1) máximo; (2) radio de acción a velocidad subsónica; (3) alcance de traslado.





El caza más difundido en el mundo en los años siguientes a la guerra de Corea, y eficaz aún hoy, aunque su primer vuelo se remonte a 1955, es el monorreactor MiG-21, indicado en el código de la NATO —para los aviones soviéticos— como "Fishbed". Una longevidad semejante, particularmente rara entre los aparatos evolucionados y en la categoría caza, es la mejor demostración del feliz planteamiento del proyecto, resultado no sólo debido a las "especificaciones" que determinaron su nacimiento, sino también poseedor de ese potencial de desarrollo que es la tarjeta de presentación de pocos modelos solamente. El avión, aunque no exento por cierto de defectos y limitaciones, ha desarrollado de este modo un papel de primer plano al elevar a la aviación soviética a un nivel de calidad cercano al estadounidense y, por lo tanto, al fortalecer significativamente muchas fuerzas aéreas aliadas (no menos de 24), satélites o simpatizantes de la URSS. Es decir, lo suficiente para asegurarle al MiG-21 un lugar importante en la historia de la aviación, aun prescindiendo de su real eficacia bélica que, aunque sin ser insignificante, aparece con considerables dimensiones míticas.

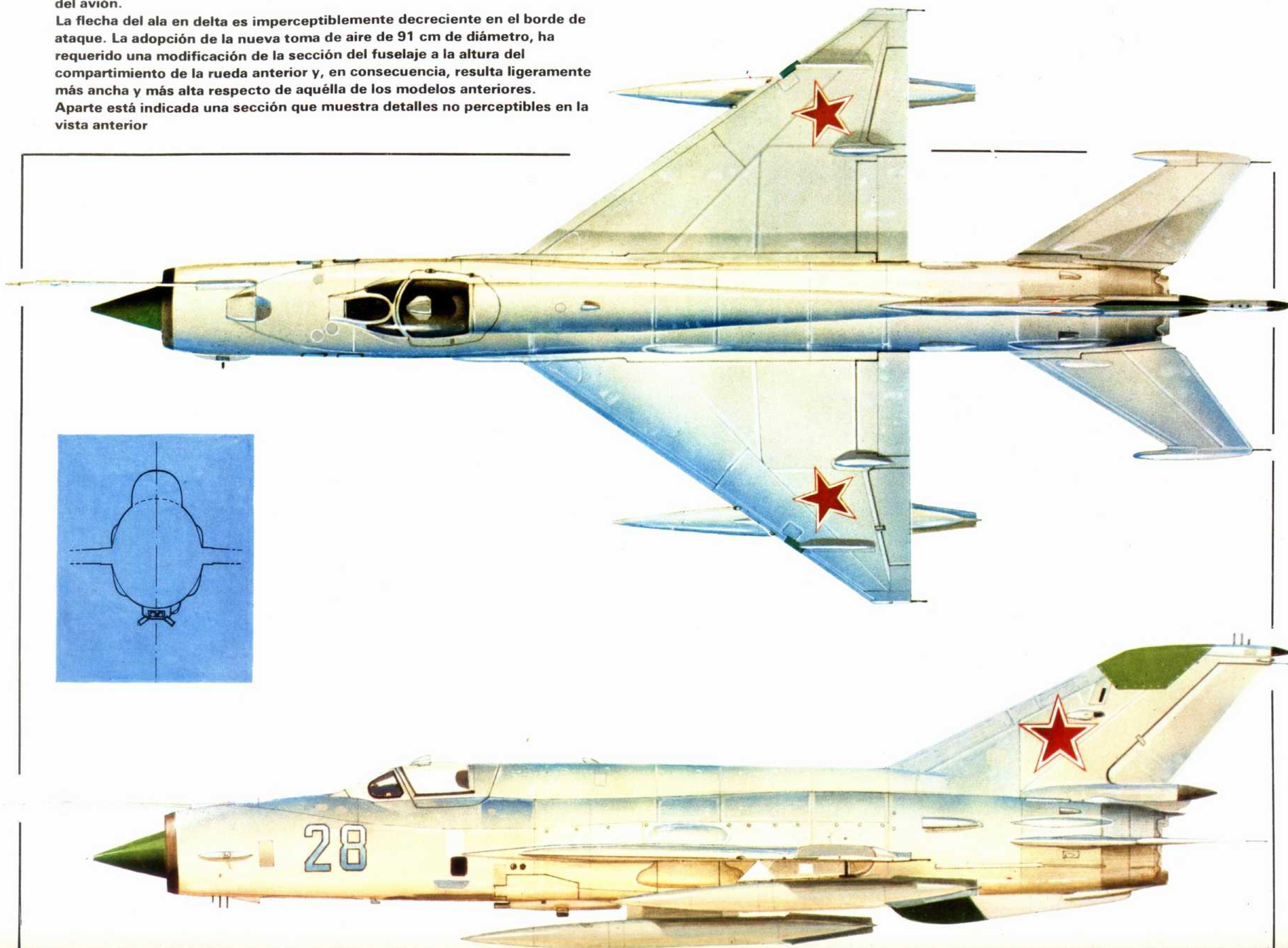
Su técnica

El MiG-21 es un monorreactor totalmente metálico, con ala media en delta, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil, empenajes monoderiva con fuerte flecha y toma de aire Pitot con ojiva central.

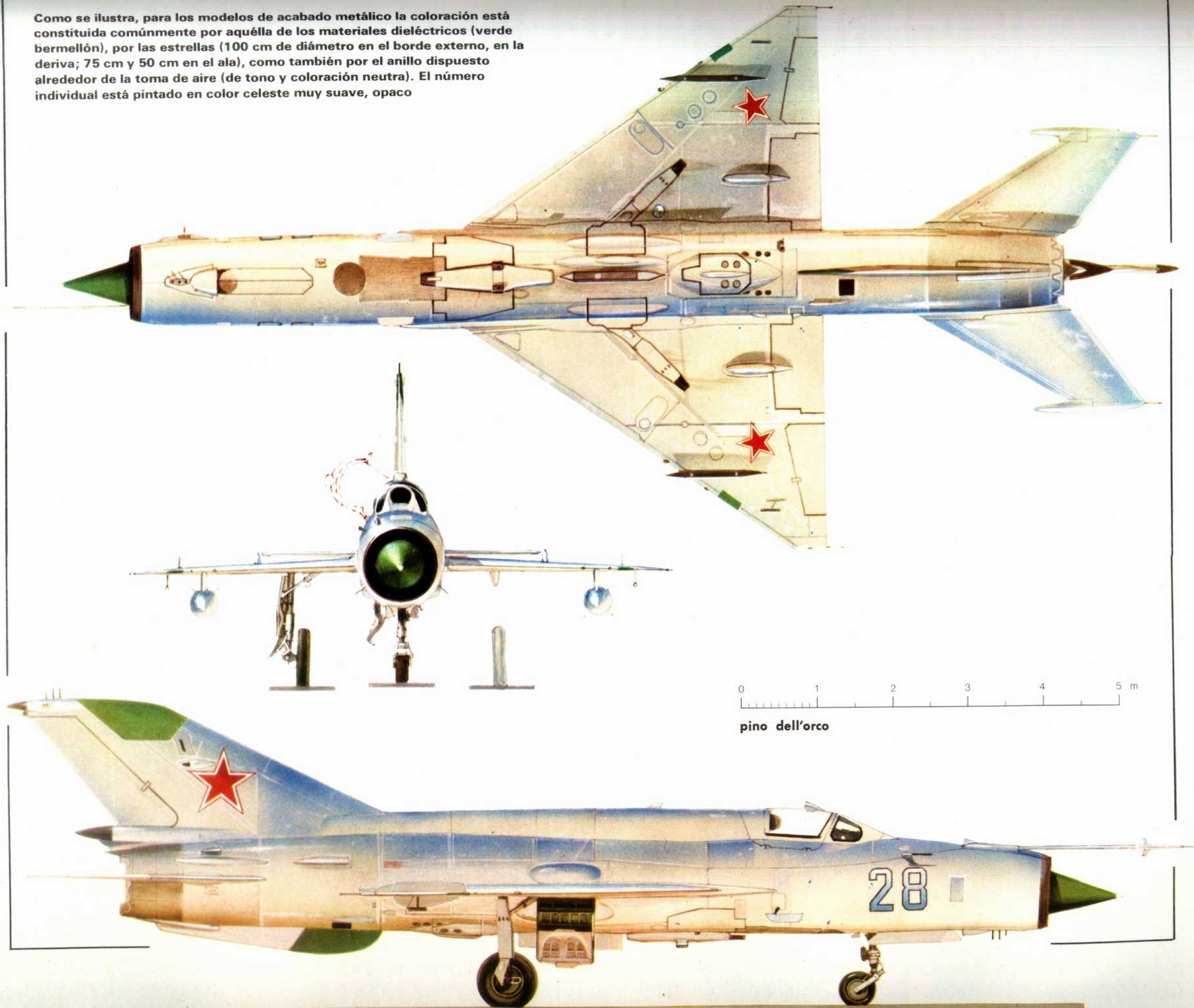
MIKOYAN-GUREVIČ MIG-21MF (FISHBED J)

Una ocasión para observar el MiG-21 de la Voenno Vozdušniye Sili desde cerca, fue dada por la visita a Reims en setiembre de 1971 de una formación de seis aviones del tipo MF (Fishbed J) a la unidad francesa ''Normandie-Niemen'', que tenía allí su base.

El MiG-21 se caracteriza por presentar una cierta dureza de líneas y un aspecto general ''sucio'', rico en protuberancias que, sin embargo, al igual que su construcción por cierto no indiscutible, no quitan nada a la eficiencia del avión.
La flecha del ala en delta es imperceptiblemente decreciente en el borde de ataque. La adopción de la nueva toma de aire de 91 cm de diámetro, ha requerido una modificación de la sección del fuselaje a la altura del compartimiento de la rueda anterior y, en consecuencia, resulta ligeramente más ancha y más alta respecto de aquélla de los modelos anteriores.
Aparte está indicada una sección que muestra detalles no perceptibles en la vista anterior



Como se ilustra, para los modelos de acabado metálico la coloración está constituida comúnmente por aquélla de los materiales dieléctricos (verde bermellón), por las estrellas (100 cm de diámetro en el borde externo, en la deriva; 75 cm y 50 cm en el ala), como también por el anillo dispuesto alrededor de la toma de aire (de tono y coloración neutra). El número individual está pintado en color celeste muy suave, opaco









En orden descendente: en la "Guerra de los seis días" fue capturado intacto por los israelitas este MiG-21F árabe que, posteriormente, fue "nacionalizado" con las estrellas de David (UPI/ANSA). Esta insólita vista permite apreciar muchos detalles del MiG-21F, especialmente las muchas protuberancias existentes en el fuselaje y la replegabilidad del Pitot (TASS). En el MiG-21PF apareció la nueva trompa provista de cono difusor ampliado y con el Pitot llevado sobre la toma de aire, mientras que el sistema de apertura de la capota seguía siendo el de los modelos anteriores (TASS). Aquí abajo: un par de MiG-21PF "Fishbed" D (TASS). Izquierda, formación de MiG-21 de la segunda unidad norvietnamita equipada con el caza soviético, en una fotografía de julio de 1968. Los aviones pertenecen a las dos versiones "Fishbed" D y E, como se advierte por el sistema de apertura de las capotas (A.F.P./ANSA)

El ala del MiG-21, basada en perfiles considerablemente finos, flecha en el borde de ataque de poco más de 50° y ligero diedro negativo, tiene una estructura basada en tres largueros que se extienden desde los laterales del fuselaje (a los cuales están unidas las semialas) hasta las uniones de las puntas.

Las secciones internas del borde de salida alar están ocupadas por los hipersustentadores, constituidos por simples aletas de curvatura, pero provistos de sistema de soplado de la capa límite, alimentado por aire comprimido tomado del reactor. A poca distancia de las puntas, en el dorso de las dos semialas, están dispuestas pequeñas placas antideslizamiento.

El fuselaje, es de sección ovoide y su forma responde a la regla de las áreas, está dividido en dos partes, unidas aproximadamente a la altura del borde de salida alar, de modo que se facilite tanto el trasporte del avión, como para que garantice el acceso al motor. Tiene estructura del clásico tipo semimonocasco, con revestimiento reforzado por diafragmas trasversales (entre los cuales se encuentran las cuatro cuadernas de fuerza, a las que están unidas las semialas) y por larguerillos longitudinales. Una amplia aleta dorsal, donde está alojada parte de la aviónica y por la cual pasan los controles que van a la sección de la cola, une el techo de la cabina a la raíz de la deriva, mientras que del revestimiento ventral forman parte los tres frenos aerodinámicos, dos anteriores colocados uno al lado del otro y uno posterior, respectivamente articulados a la altura del borde de ataque y a dos tercios aproximadamente de la cuerda de la raíz alar.

Los empenajes están constituidos por una deriva de triple larguero de generosas dimensiones, a la cual está articulado el timón servocomandado hidráulicamente, y por dos semiplanos horizontales monobloque, de similar accionamiento, en cuyos extremos están dispuestas las características masas para el balanceo dinámico, con funciones antiflutter. En la raíz del borde de salida del plano vertical está ubicado el alojamiento del paracaídas freno, y una amplia aleta está aplicada al vientre del fuselaje.

El tren de aterrizaje con neumáticos de presión de alrededor de 8 atmósferas, está constituido por el parante anterior, provisto de rueda orientable, y que se retrae hacia adelante en el vientre de la trompa, y por los dos parantes posteriores, que se retraen en el vientre del ala, mientras que sus ruedas (que tienen posibilidad de freno diferencial para asegurar la controlabilidad en tierra del avión), girando alrededor de 90° respecto del eje de los parantes, se disponen más o menos verticalmente en los laterales del fuselaje, cuya reducida sección ha obligado, para poder alojarlas, a la adopción de los paneles del revestimiento dorsal y de portillos combados.

El motor del MiG-21MF, al cual se refiere la descripción, es el turborreactor de doble árbol Tumansky R-13 (en las versiones menos modernas del avión, tenemos un solo árbol R-11), con quemador posterior y tobera de descarga con geometría variable, de volumen y peso bastante reducidos, pero que presenta la necesidad de revisiones más bien frecuentes. La toma de aire Pitot está provista de ojiva de material dieléctrico regulable longitudinalmente al variar el número de Mach de vuelo, con hendidura toroidal para la aspiración de la capa límite, en la cual está alojada la antena parabólica del radar. Inmediatamente después de la boca de toma, el conducto para la aducción del aire se bifurca, pasando por los costados de la cabina, y sus dos ramas (provistas, aproximadamente en correspondencia con el borde de ataque alar, de portillos de resorte para la captación de aire adicional en la fase de decolaje) se juntan luego en la sección central del fuselaje, en la cual están alojados también tres depósitos de combustible.

El piloto, alojado en una cabina climatizada y presurizada de dimensiones bastante reducidas, dispone de un asiento eyectable KM-1, y goza de buena visibilidad en los sectores anterior y laterales, mientras que la del sector posterior está asegurada por el espejito retrovisor aplicado al techo trasparente, unido mediante bisagras al lateral derecho del fuselaje y desenganchable en caso de emergencia.

Además de los siete depósitos internos, cuya capacidad bastante limitada (2640 litros) confirma que el MiG-21 había sido concebido como caza de corto alcance para misiones eminentemente defensivas, el avión soviético puede disponer inclusive de tres depósitos suplementarios externos, para 1500 litros en total, colgados del pilón ventral del fuselaje y de dos de los cuatro pilones subalares. A estos últimos también se aplican los cuatro misiles aire-aire con dirección de infrarrojo que, junto con los dos cañones de 23 mm instalados en el vientre del fuselaje, constituyen el armamento estándar del MiG-21 como caza, mientras que en las misiones de ataque en los mismos pilones lleva colgados lanzacohetes y bombas.

Especial atención se ha puesto en el instrumental y la aviónica; esta última comprende radar de localización y adquisición de blanco, IFF, equipos VHF y UHF, y radioaltímetro, cuya gran cantidad de ante-









nas, junto con los sensores de posición y las diversas tomas de aire para la refrigeración de la instalación motriz y los equipos radioeléctricos, son la causa principal de las muchas irregularidades y protuberancias que perturban la elegante forma del caza soviético.

Su evolución

Los sucesores directos de los protagonistas de las primeras batallas entre aviones de reacción ya comenzaban las pruebas durante la guerra de Corea, pero las experiencias de aquellos encuentros se traducían en las "especificaciones" para una ulterior generación de aviones de caza bisónicos. Nacieron así, en los Estados Unidos y en la Unión Soviética los aviones de interceptación, relativamente livianos, F-104 y MiG-21, resultantes de filosofías de planeamiento opuestas: uno estaba caracterizado por soluciones técnicas muy refinadas, el otro, en cambio, por la máxima simplificación para obtener una favorable relación empuje/peso.

Los problemas de la aerodinámica bisónica impusieron nuevas soluciones y, en los Estados Unidos, para el F-104 se escogió el ala recta de perfil muy fino; para el MiG-21 se dudó entre el ala con marcada flecha y aquélla en delta con empenaje y, en efecto, se realizaron cuatro prototipos, dos (E-50 de 1955 y E-2A de 1956) con ala en flecha de 55°, y dos (E-5 y E-6) del tipo "delta caudato". El primero, provisto de motor RD-9E de 3800 caballos con combustión posterior, al cual se sumaba un motor cohete CRD-S-155 montado en la base del empenaje vertical llegó, piloteado por V.P. Vassin, a los 2460 km/h de velocidad y 25600 m de techo teórico (trepando a 20000 m en 9'4") y tenía un radio de acción, utilizando los dos motores, de 450 km solamente. En el segundo se montó el entonces novísimo motor RD-11 de 3900 km/empuje (5100 con combustión posterior) y que, al carecer del motor cohete resultó más liviano (6250 kg de peso total contra los 8500 kg del E-50) a pesar de llevar tres en lugar de dos cañones NR-30. Confiado para las pruebas a V.A. Nefedov, alcanzó la velocidad de 1900 km/h y un techo teórico de 18000 m, trepando a 10000 m en 1'3", mientras que el alcance aumentaba a 2000 kilómetros. Este prototipo fue expuesto en la parada aérea de Tushino del 24 de junio de 1956, junto con uno de los dos con ala en delta, el E-5 también provisto del motor RD-11, que llegaba a los 2000 km/h de velocidad, a 18000 m de techo teórico y trepaba a 15000 m en 3'4" con un alcance de 1400 kilómetros. Luego fue desarrollado el E-6, con sólo dos cañones NR-30, fuselaje de nuevo diseño y un nuevo empenaje horizontal (como también el tren de aterrizaje) similares a aquéllos del modelo definitivo.

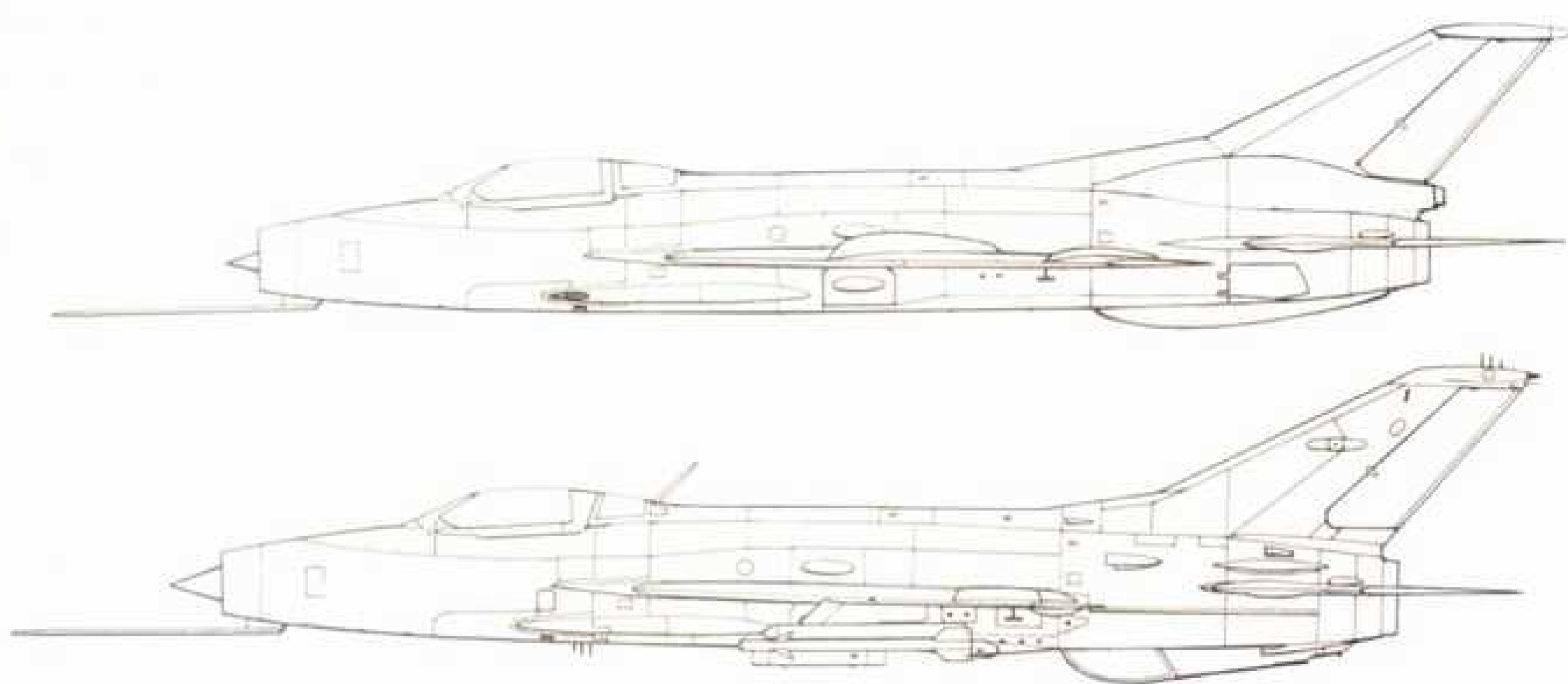
La NATO asignó el apodo "Faceplate" al E-2A y "Fishbed" B al E-5, considerado una variante del otro caza con ala en delta presentado en Tushino, el Sukhoi Su-9 que había sido bautizado "Fishbed" A (luego fue llamado "Fishpot", mientras que su contemporáneo Su-7 se convirtió en el "Fitter"). La Voenno Vosdušniye Sili consideró que la fórmula en delta era más apta para el combate aéreo y, en consecuencia, adoptó el MiG-21 como aparato para reproducir en grandes series.

De este modo, a fines de 1957 se encontraba realizando las pruebas de evaluación una preserie de MiG-21 con el primer modelo de motor RD-11, y los dos cañones de 30 milímetros. Muy pronto fue suprimido el izquierdo, quedando en cambio su carenado, utilizado probablemente para aparatos relativos a los dos misiles K-13A de rayos infrarrojos. En 1959, estuvo disponible el motor RD-11F que con el quemador posterior suministraba 5750 kg de empuje; éste fue instalado en la primera versión de serie, MiG-21F (por Forsaž o Forsirovanny, acelerado), al cual muy pronto se le aumentó la cuerda del plano vertical y al que la NATO le asignó el nombre de "Fishbed" C. Inmediatamente el avión fue exportado, en variantes indicadas por un sufijo (F-12 los suministrados a Finlandia, F-13 los primeros para Irak) y se comenzó también la fabricación de los mismos en el exterior: en Checoslovaquia (donde el avión tomó la sigla S.199, mientras que por primera vez desaparecía la línea de ventanillas detrás del techo) y en China, con sigla Scenyang F-8. En la India fue adoptado en la variante con los dos cañones. Especialmente en el exterior, se intentó utilizar el MiG-21 inclusive como avión de ataque, a pesar de su corto alcance (combustible interno para 2340 litros solamente en el tanque ventral) y modesta capacidad de carga, sustituyendo los dos misiles con igual cantidad de bombas de 250 ó 500 kg, o bien dos contenedores UV-16-15 para 15 cohetes de 55 mm cada uno. El empuje relativamente escaso había impedido en un principio la instalación de aparatos de localización, limitando las posibilidades de empleo del avión soviético a la caza diurna, pero muy pronto se intentó asegurarle una capacidad, aunque limitada, para operar de noche o con mal tiempo, modificando muchos aviones de preserie con la instalación del aparato de radar R1L: uno de éstos apareció en la parada de Tushino de 1961, re-

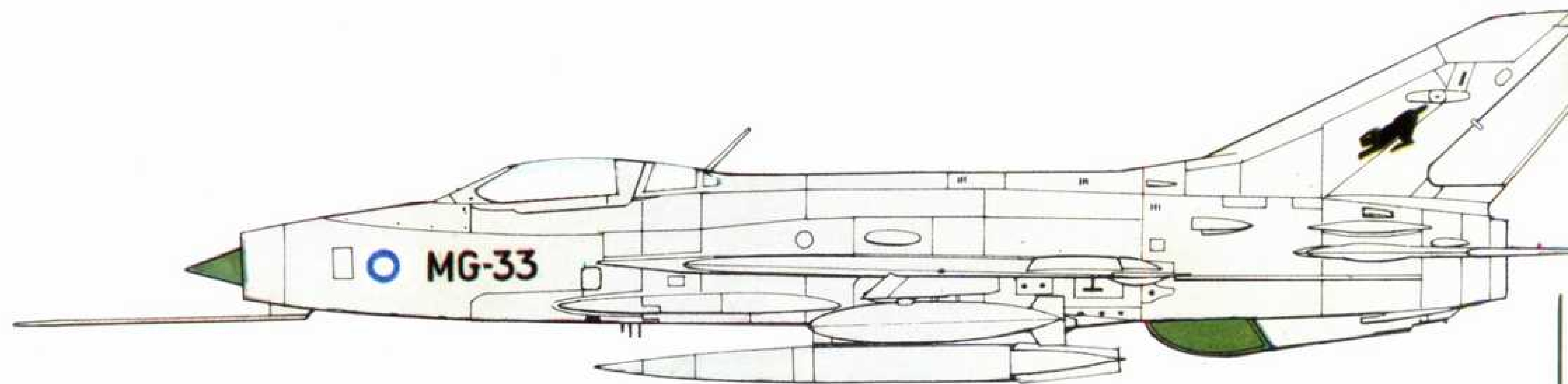
Formación de MiG-21 (a la derecha) en un aeropuerto cerca de Moscú el 22 de junio de 1972 (TASS). A la izquierda: paso de MiG-21 sobre la base francesa de Reims en ocasión de la visita de una unidad soviética al "Group de chasse Normandie-Niemen" (Archivo Alata)



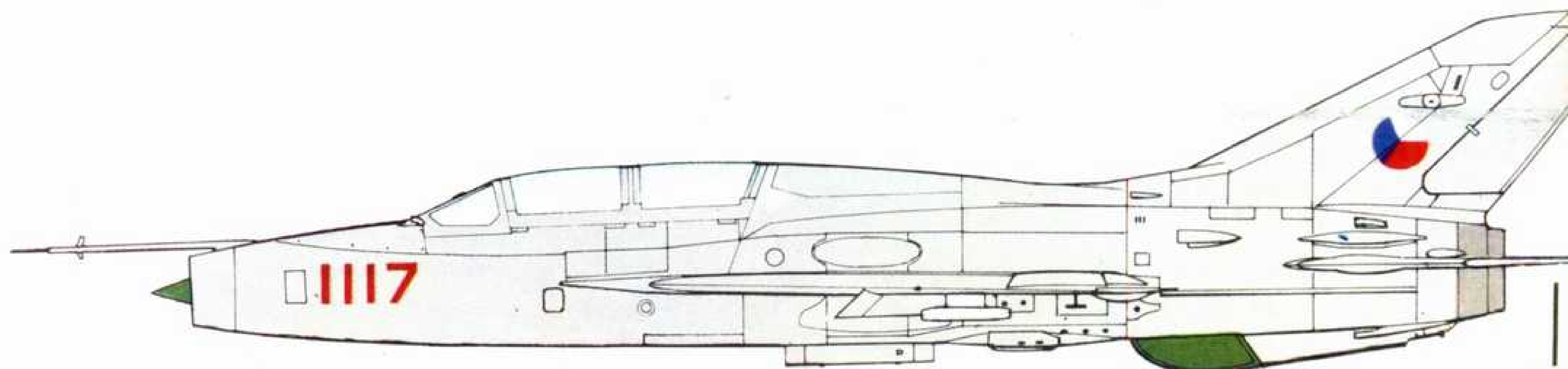
Un aterrizaje en formación de MiG-21PFMA (TASS)



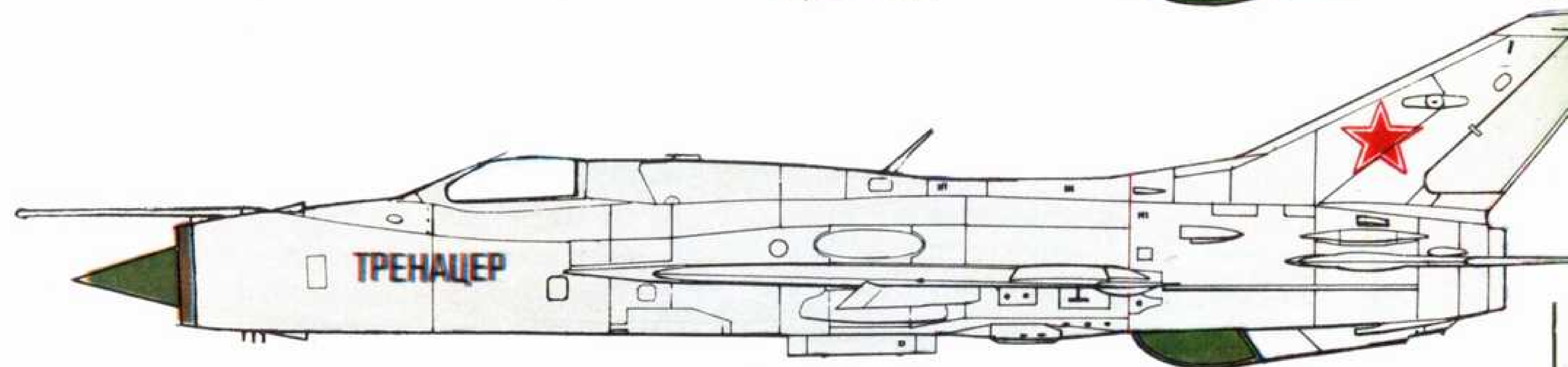
El comienzo de la evolución del MiG-21. El primer prototipo (E-50), arriba, a la izquierda, con ala en flecha y propulsión mixta; aquí, al lado, el cuarto prototipo (E-6) con ala en delta como el E-5 y ya idéntico al modelo de preserie, pero con tres placas antideslizamiento en cada semiala; arriba, el primer modelo de serie (MiG-21F) antes del incremento de la cuerda de deriva



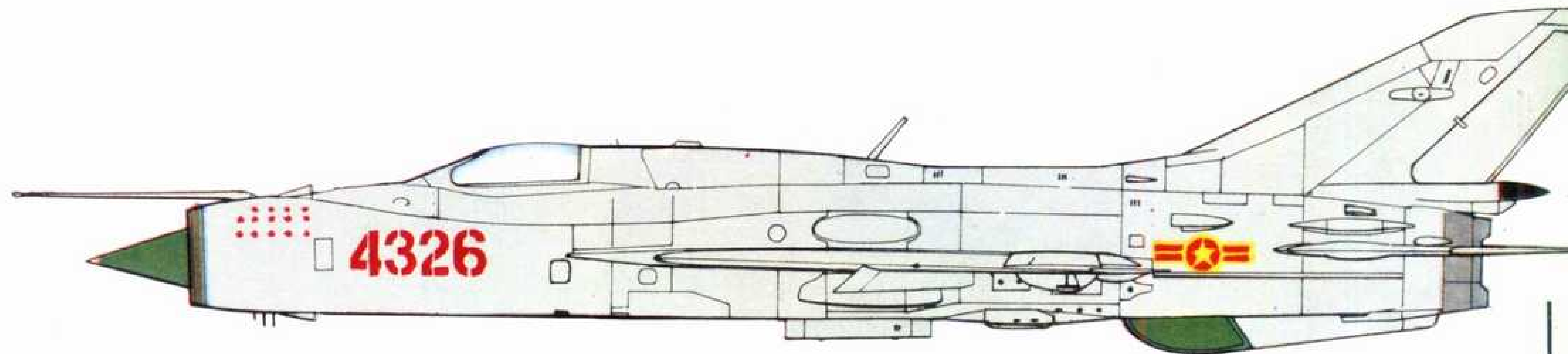
Uno de los MiG-21F (Fishbed C, en el código de la NATO) suministrados a la aviación finlandesa, que consignó a los aviones en los Lsto (Wings) denominados Kar y Häm. El avión ilustrado pertenece al Karlsto, como lo indica el distintivo en la trompa; MG significa MiG



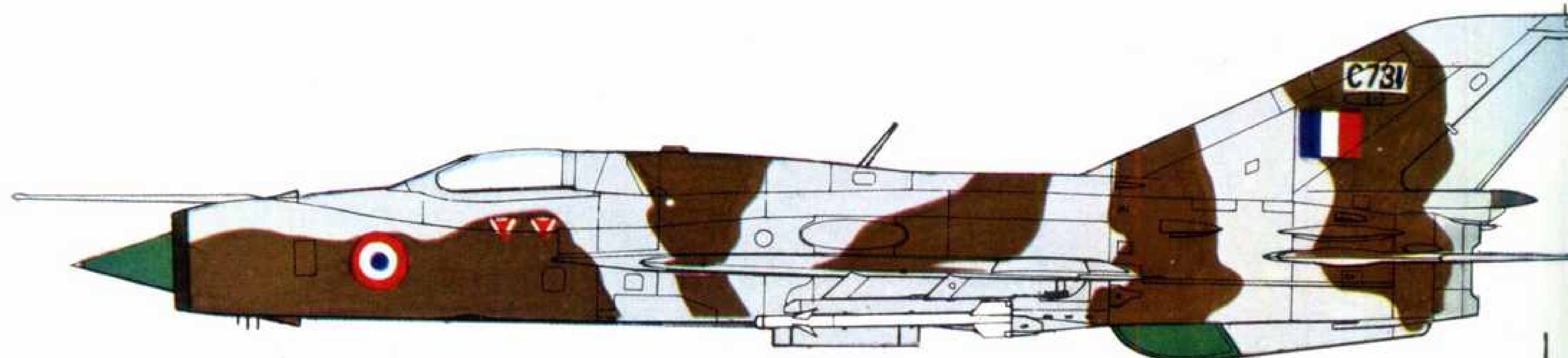
MiG-21U (Mongol A), modelo inicial del tipo biplaza, con las insignias de las fuerzas aéreas checoslovacas



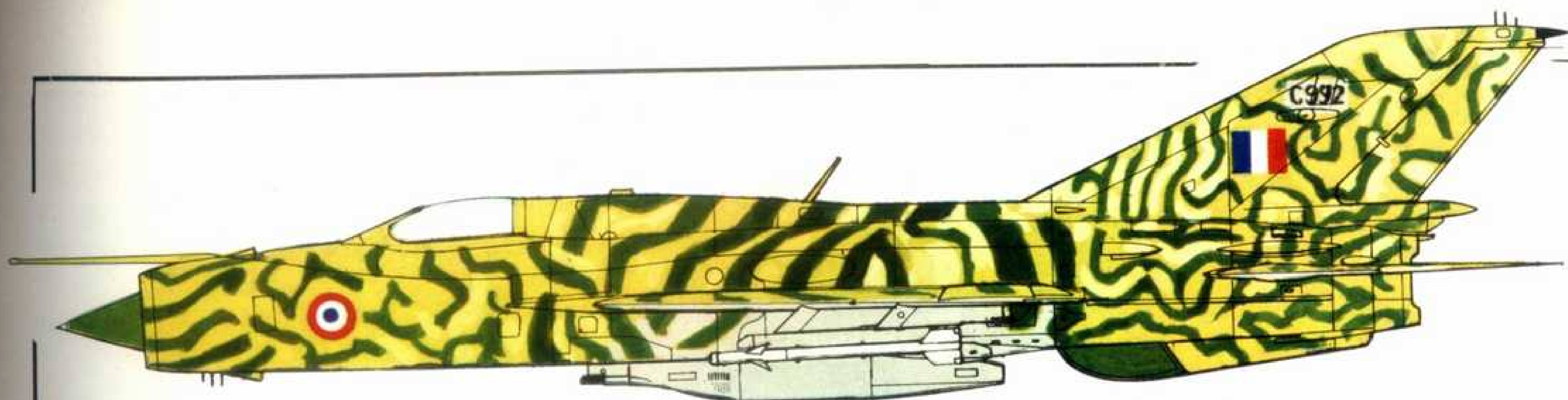
MiG-21PF (Fishbed D) del modelo inicial (es decir, con deriva de superficie reducida), de la aviación soviética, empleado para el entrenamiento como lo indica la escritura "Trenazer" en la trompa



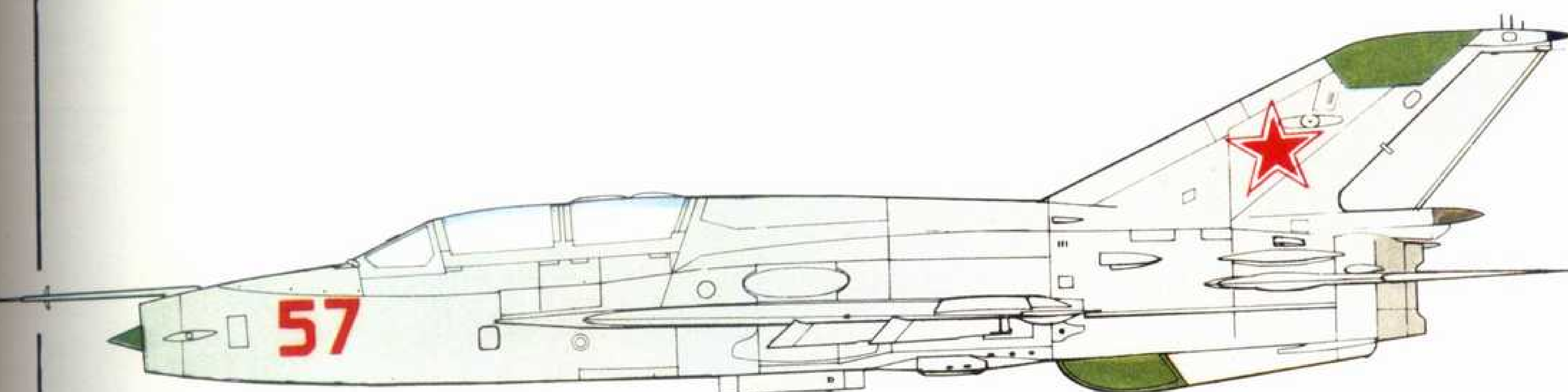
MiG-21PF, del tipo intermedio, con la cola estándar del Fishbed F y el sistema SPS para los flaps, de las fuerzas aéreas norvietnamitas



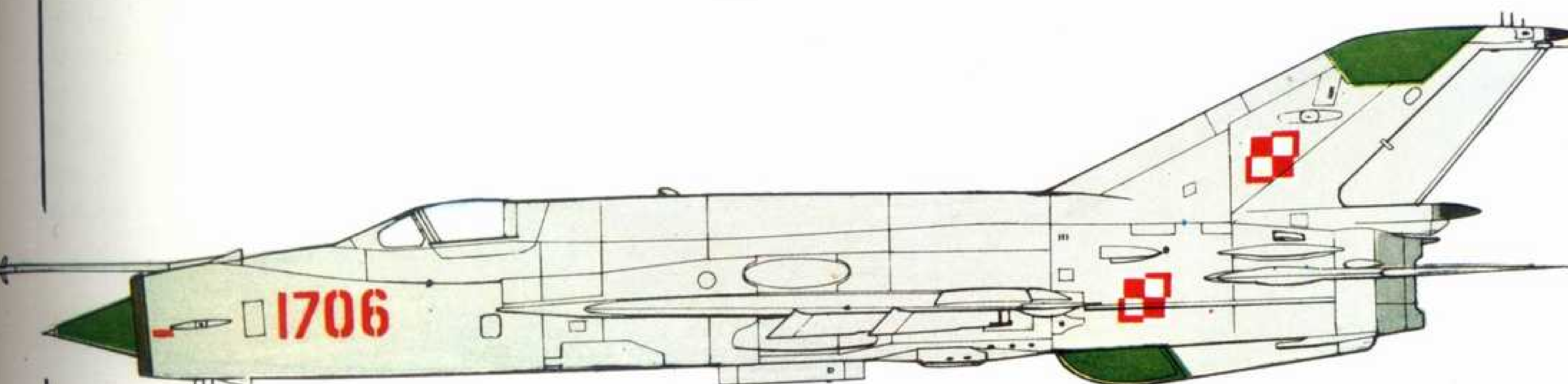
MiG-21FL (para exportación) tipo PF, de la aviación de la India, en la coloración con manchas marrones sobre el fondo natural metálico. La mimetización bicolor está constituida por el mismo marrón unido, en forma alternada, al verde oscuro



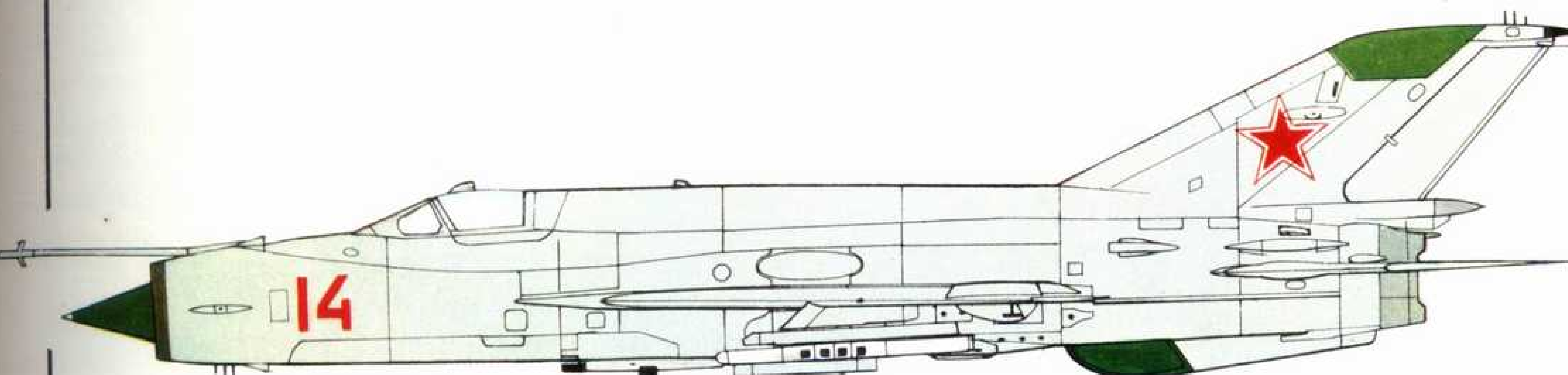
MiG-21PF (Fishbed F) en variante FL para la aviación de la India, con contenedor GPA9 para cañón de doble caña GS-23 aplicado en lugar del pilón ventral



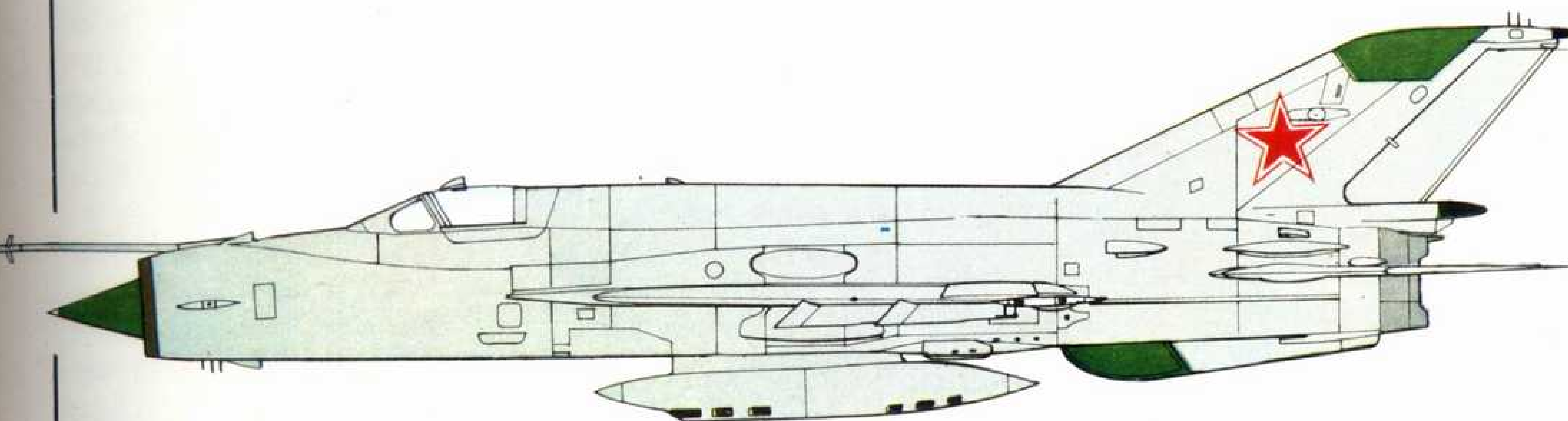
MiG-21UM (Mongol B), última variante del modelo de adiestramiento, con cuatro soportes subalares y casi todas las innovaciones aportadas a los últimos modelos monoplaza



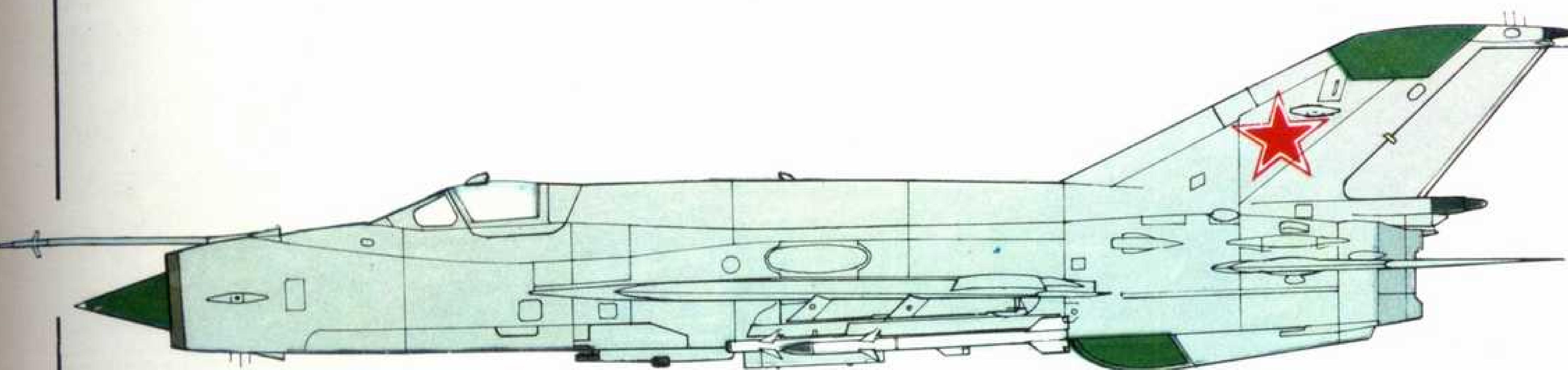
MiG-21PFMA (Fishbed J), reelaboración, con motor R13 y cuatro soportes alares, del tipo PFM (Fishbed F modificado) que fue el primer modelo con la nueva capota y la nueva cola. El ejemplar ilustrado pertenece a la aviación polaca



MiG-21MF (Fishbed J) en variante de reconocimiento electrónico, como lo indican los sensores en los pod subalares, incluidos antes en el tipo PFM



MiG-21RF, variante de reconocimiento fotográfico del MiG-21 MF, indicada como Fishbed H (junto con el MiG-21R equipado en forma similar)



MiG-21SMT (Fishbed K), distinguido por su más profunda unión dorsal que contiene los nuevos equipamientos electrónicos

0 1 2 3 4

pino dell'orco







En orden descendente: fotografiado en Reims, este MiG-21MA revela varios detalles, entre los cuales se observan la forma modificada del Pitot, el armamento de tiro y la lámina antirripio debajo de la toma de aire suplementaria (Archivo Alata). El mayor Beliakov sube a bordo de su MiG-21MA para la parada aérea del 18 de agosto de 1974; además del tren de aterrizaje, la fotografía muestra los cuatro pilones subalares, la saliente del cañón de dos cañas debajo del fuselaje y los carenados ampliados para las guías de los flap soplados (TASS). Pilotos de la Guardia, del distrito de Odessa, corren a sus aviones para un ejercicio conmemorativo del trigésimo aniversario de la victoria, en marzo de 1975. Los aviones son biplaza MiG-21UM; en el fondo se observa un biplaza MiG-15UTI (TASS)

cibiendo el nombre NATO "Fishbed" D, luego aplicado a la versión de caza todo tiempo MiG-21PF (P por Parekhvatčik, avión de interceptación).

La versión "F" tuvo una trompa de nuevo diseño, más larga y con toma de aire ampliada (el diámetro pasaba de 61 cm a 91 cm), que alojaba un cono difusor mucho más grande conteniendo la antena del radar. Desaparecían los dos cañones y sus respectivos carenados (permitiendo una forma más simple a los frenos aéreos anteriores) y se ampliaba el carenado dorsal para contener un depósito "de silla", que ampliaba a 2850 litros la capacidad de los depósitos internos. Además, se adoptaban ruedas más grandes y soportes para cohetes auxiliares para el decolaje, mientras que muy pronto se pasaba a un plano vertical de mayor cuerda y a una ubicación más simple del paracaídas-freno, como también a la aplicación de la góndola ventral para cañón de 23 mm de doble caña. Estas últimas modificaciones recibieron el apodo "Fishbed" E por parte de la NATO, mientras que "Fishbed" F fue llamado el modelo que unía a estos cambios (y al soplado de la capa límite en los hipersustentadores, indicado en la URSS con el sufijo SPS, del cual resultó el MiG-21PFS), el pasaje al nuevo modelo de capota, con techo separado del parabrisas, cuya sigla soviética es MiG-21PFM (Modifikazirovanny, modificado). La aviación de la India adoptó este modelo, poniéndolo también en producción en 1966 en los talleres nacionales. Un considerable aumento en la capacidad de carga resultó en el MiG-21PFMA "Fishbed" J. La aplicación de un contenedor ventral (que ya había aparecido en el MiG-21R) para cámaras fotográficas, combustible y sensores varios, y de carenados en las puntas de alas para aparatos de contramedidas electrónicas, condujo al avión de reconocimiento MiG-21R, o "Fishbed" H ("Fishbed" G es el nombre asignado al MiG-21PFM trasformado en banco de prueba volante para motores de sustentación de chorro, expuesto en 1967 en Domodedovo, donde fue presentado como "N° 92"), y considerado una variante experimental STOL (con tren de aterrizaje posterior fijo) del caza soviético.

Sin embargo, de acuerdo con algunas fuentes, la designación "Fishbed" H se aplicaría a la más reciente edición de reconocimiento y guerra electrónica (MiG-21RF), el MiG-21MF de ala reforzada para operar a baja altura, que fue la primera en adoptar el motor R-13 (SPS), de 5100 kg/empuje en seco y 6600 con quemador posterior. El nuevo motor permitió superar el decaimiento en las performances resultantes del elevado peso total alcanzado en el MiG-21PFMA (9800 kg), del cual el nuevo modelo conserva los agregados en armamento e instalaciones. Éstas son incrementadas ulteriormente, en especial la aviónica, en la última versión identificada, MiG-21SMT o "Fishbed" K, cuyo carenado dorsal, aun más capaz, contiene también un nuevo depósito, gracias al cual la autonomía de traslado supera las tres horas y media, con un solo depósito externo suplementario.

Para la adaptación de los pilotos existe la edición biplaza del MiG-21, bautizada "Mongol" por la NATO. El primer modelo, MiG-21U o Mongol A, es idéntico al MiG-21F pero tiene las ruedas más grandes y los frenos aéreos anteriores de nuevo diseño como el MiG-21PF, mientras que el segundo modelo (MiG-21US, Mongol B) toma de éste inclusive el nuevo alojamiento del parafreno, el plano vertical de cuerda larga, y los hipersustentadores soplados, y adopta un sistema de periscopio y espejo retrovisor en el techo posterior, mientras que el MiG-21UM pasa al motor R-13(SPS) y presenta cuatro en lugar de dos pilones subalares.

Ampliamente exportado, el Mongol sirvió también para obtener primados conquistados por tripulaciones femeninas, como E.33. Muchos records son la tarjeta de presentación del monoplaza en diversas variantes (E.66, E.66A, E.76) y en el modelo especial E.166 con fuselaje totalmente nuevo, que aloja un turborreactor TRD-P de 10000 kg/empuje. Similar a éste, pero con el fuselaje que contiene dos motores RD-11 colocados uno al lado del otro, alimentados por la habitual toma de aire circular (ampliada, y que contiene un aparato de radar) y dos pilones subalares para misiles AA-4 "Awl", se realizó un caza todo tiempo que quedó en la fase experimental y al cual la NATO identificó erróneamente como MiG-23, asignándole el nombre "Flipper". Por último, para las pruebas aerodinámicas relativas al desarrollo del supersónico comercial Tu-144, un MiG-21 llamado "Analog" fue provisto de un ala con delta ojival.

Su empleo

La actividad bélica del MiG-21 comenzó a desarrollarse en Medio Oriente, con los primeros encuentros entre los aviones de reacción rusos suministrados a Egipto y Siria y los Mirage israelitas; luego prosiguió en ese teatro de guerra con las sucesivas provisiones de versiones cada vez más modernas, mientras se trasladaba a otro frente, el del sudeste asiático, donde hicieron su aparición los MiG-21 en las unidades de caza norvietnamitas. En Asia se producían otros encuentros entre los MiG-21 chinos y los aviones de Formosa y, por lo tanto, el conflicto entre la India y Pakistán veía empleados en gran medida los aviones soviéticos con las cucardas indias. A principios de 1975, el recién nacido contingente aéreo de la República de Bangladesh surgida de ese conflicto, empleó sus propios MiG-21 contra fuerzas rebeldes. En general, la actividad bélica del MiG-21 resulta como nunca intensa y variada, y a ésta se suma la gran cantidad de records obtenidos. La gran difusión en el mundo del caza soviético es testimoniada por las estimaciones occidentales que, en 1974, computaban más de 1350 aviones en servicio en la URSS, 248 en Checoslovaquia, 220 (más 150 pedidos) en la India y, sorprendentemente, sólo 75 en China. A los aviones presentes en estos países, donde es fabricado, se suman 30 ejemplares en Afganistán, 12 (de fabricación china) en Albania, 35 en Argelia, 10 en Bangladesh, 60 en Bulgaria, 130 en Corea del Norte, 80 en Cuba, 210 en Egipto, 42 en Finlandia, 294 en Alemania Oriental, 15 (que ya no están en servicio) en Indonesia, 90 en Irak, 60 en Yugoslavia, 204 en Polonia, 50 en Rumania, 200 en Siria, 10 en Somalia, 24 en Sudán, 16 (de fabricacion china) en Tanzania, 72 en Hungría, 60 en Vietnam del Norte y 12 en Yemen.

DASSAULT Mirage

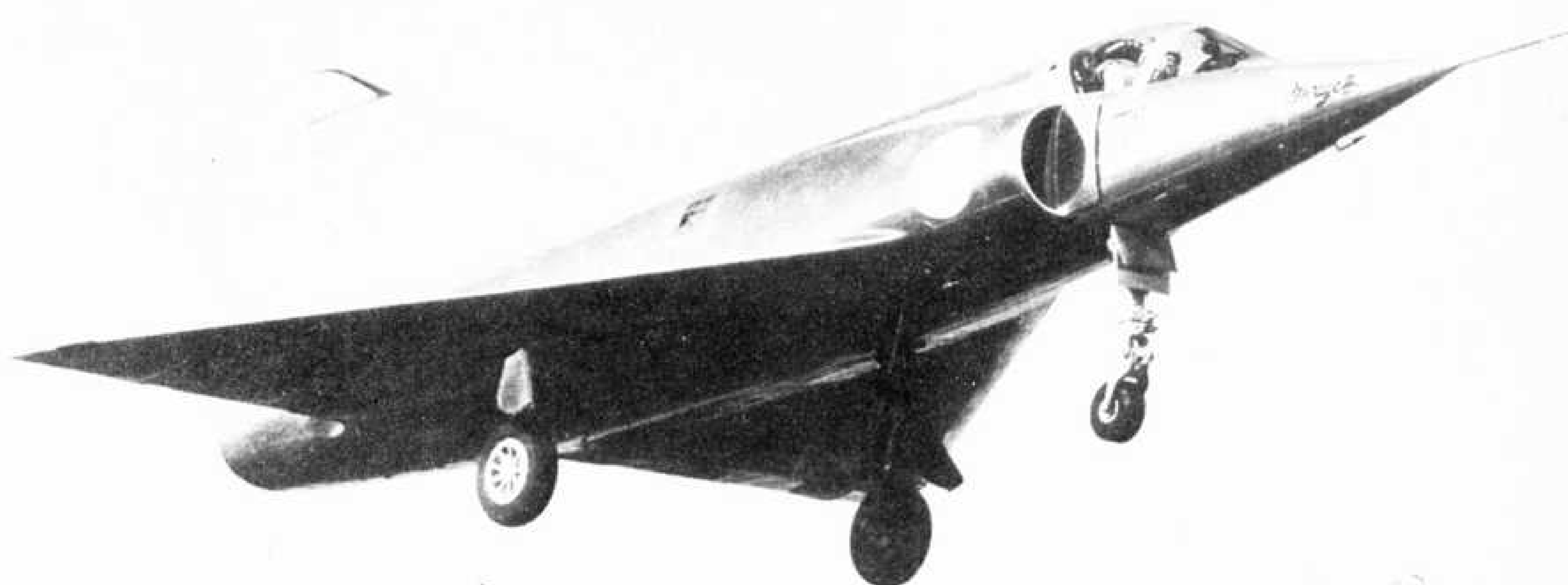


Un Mirage IIIC (izquierda) de la unidad "Les Cigognes" tomado en vuelo con dos depósitos externos y un misil Matra R.530 (Archivo Bignozzi). Abajo: el prototipo del Mirage III efectuó su primer vuelo el 17 de noviembre de 1956: obsérvese el diseño original de las tomas de aire adheridas al fuselaje (Informations Aéronautiques)

CARACTERÍSTICAS		IIIB	IIIC	IIIE	IIIR	M.5	IVA
Envergadura	m	8,22	8,22	8,22	8,22	8,22	11,843
Largo total	m	15,39	14,67	15,01	15,49	15,55	23,410
Altura	m	4,25	4,25	4,25	4,25	4,25	5,408
Superficie alar	m^2	34,83	34,83	34,83	34,83	34,83	78
Peso vacio	kg	6 268	5 915	6 520	6 500	6 600	14 500
Peso total	kg	12 000	8 446(7)	9 603(7)	9 000	12 500	31 600
Peso total máximo	kg	—	11 800	13 500	12 302	13 500	33 475
Velocidad máxima	km/h	2,15(8)	2 230	2 230	2 285	2,2	2 340
a la altura de	m	—	12 200	12 200	12 000	—	12 200
Radio de acción operativo	km	—	290(2) 770(3)	—	290(9) 563(10) 2 075(11)	1 295	1 240(7) 2 0
Alcance de traslado	km	—	2 300(4)	1 210	—	4 000	—
Trepada a la altura de	m	—	11 000 18 288	11 000	11 000	—	11 000
en el tiempo de		—	6'30" 7'20"(5)	6'30"	6'	—	4'15"
Techo práctico	m	—	16 500(6)	17 000	—	—	20 000
Motor tipo (1)		Atar 09B3	Atar 09B3	Atar 09C3	Atar 09C3	Atar 09C3	Atar 9K
Empuje en seco	kg	4 250	4 250	4 300	4 300	4 300	2x4 700
Empuje con combustión posterior	kg	6 000	6 000	6 200	6 200	6 200	2x7 000

1) al cual es posible agregar un motor-cohete SEPR 844 de 1 680 kg/empuje; 2) interceptación supersónica con combustible interno solamente; 3) crucero defensivo con dos depósitos desenganchables de 623 litros; 4) con dos depósitos desenganchables de 1 400 litros y depósito auxiliar de fuselaje de 378 litros; 5) con motor-cohete auxiliar; 6) con dos Sidewinder; 7) con configuración pulida; 8) número de Mach; 9) con configuración pulida a baja altura; 10) con depósitos externos a 11 000 m; 12) con dos depósitos externos de 2 500 litros a 12 200 metros.

El Mirage, avión de mayor éxito de la industria europea en el sector de los aparatos militares de elevadas performances, saltó a la fama en 1967, durante la "guerra de los seis días", entablada entre árabes e israelitas. Desde entonces, mientras la cantidad de ventas aumentaba hasta hacer de éste uno de los más importantes elementos de las exportaciones francesas, el avión proseguía su carrera bélica tanto en Medio Oriente como en Asia, donde los Mirage paquistaníes tomaron parte en los conflictos con la India. Entre tanto, aparecían nuevas versiones y varios desarrollos (tanto experimentales, como los "Balzac" de decolaje vertical y el "Milan" con aletas



Mirage IIIE en la coloración mimética de la Armée de l'Air, que permanece comúnmente inclusive en los ejemplares exportados. El avión ilustrado lleva en la vista en tierra y en aquélla inferior, el misil aire-aire Matra R.530 aplicado al pilón ventral, y los depósitos subalares de 500 litros, del tipo "supersónico" dado que su forma permite, a diferencia de aquéllos con mayor capacidad (a partir de 600 litros) utilizados comúnmente, el vuelo a altas velocidades. En el perfil del avión en tierra, la capota se muestra en posición abierta, permitiendo ilustrar el asiento eyectable



DASSAULT MIRAGE IIIE





0 1 2 m

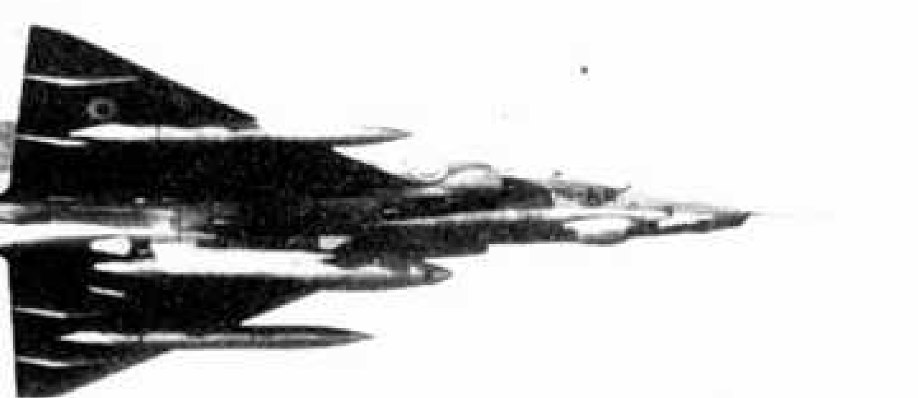
vincenzo cosentino











En orden descendente: el prototipo de la versión biplaza Mirage IIIB volando a baja altura. Las tomas de aire, separadas del fuselaje, han tomado la configuración definitiva. Expuesto al público en 1971, se observa un Mirage IIICJ de la aviación israelita, adornado con pequeñas cucardas árabes en la proa, indicando la cantidad de victorias (Publifoto Keystone). Formación de Mirage IIICZ con las insignias del 2° Squadron (Cheetah) de la aviación sudafricana, con base en Watercloof (Archivo Bignozzi). Decolaje con cohetes aceleradores de un Mirage IIIS de la aviación helvética (Archivo Catalanotto). Un avión de reconocimiento fotográfico Mirage IIIRD, provisto de radar Doppler, de la 33a. Escadre de Reconnaissance (Armée de l'Air)

canard retráctiles), como también otros aparatos, que del Mirage conservaban prácticamente sólo el nombre, como el birreactor de bombardeo estratégico Mirage IV, el caza con ala en flecha Mirage F y el experimental de geometría variable Mirage G. Por último, el desarrollo y la fabricación del "Kfir" en Israel, prolonga la carrera técnica y operativa del caza francés.

Su técnica

El Mirage III es un monorreactor con ala en delta, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y tomas de aire dispuestas en los laterales del fuselaje, a la altura del marco posterior de la capota trasparente de la cabina.

El ala del Mirage III, basada en perfiles cuyos espesores se reducen del 4,5 por ciento en la raíz al 3,5 por ciento en las puntas, y con diedro negativo de 1°, tiene una flecha de 60°34' en el borde de ataque, que presenta una característica curvatura cónica. La estructura de las dos semialas, que se unen a los laterales del fuselaje, está constituida por un revestimiento integral, con los nervios normales al eje del avión obtenidos por fresado, y sostenido por un conjunto de siete costillas por semiala y tres largueros. Al larguero anterior, que tiene una flecha ligeramente inferior a la del borde de ataque, se unen el central, unido a la cuaderna maestra del fuselaje y perpendicular al eje del avión, y el posterior, también perpendicular al eje del avión, y que lleva las bisagras de las superficies móviles posteriores. Los soportes de los pilones subalares capaces de las mayores cargas, están dispuestos en correspondencia con la unión entre los largueros anteriores y los centrales, estos últimos de gran resistencia y que dividen los cajones alares en los compartimientos anteriores triangulares, que alojan los parantes posteriores del tren de aterrizaje, y en los compartimientos trapezoidales posteriores, utilizados como depósitos integrales.

Todo el borde de salida está ocupado por los elevones, en cantidad de dos por semiala, accionados hidráulicamente por los criques alojados en los carenados que sobresalen del vientre del ala, y por las dos superficies, que se extienden sobre sus secciones más próximas al fuselaje, utilizadas para las correcciones de actitud de cabeceo, accionadas por un crique y unidas entre sí por una barra de torsión que atraviesa el vientre del cono terminal del fuselaje. Cuatro pequeños frenos aéreos-disruptores sobresalen del dorso y del vientre de las semialas a la altura del primer tercio de las cuerdas en la raíz.

El fuselaje, que presenta la típica forma de "cuerpo de avispa" obedeciendo a los dictámenes de la regla de las áreas en el régimen supersónico, tiene una estructura semimonocasco de tipo tradicional, con revestimiento en lámina, reforzada por larguerillos longitudinales y diafragmas trasversales. Una resistente cuaderna obtenida por fresado lleva los soportes de los largueros centrales de las semialas; un poco detrás de ésta están dispuestos los soportes del reactor. Al dorso del fuselaje está unida la deriva, basada en dos largueros principales y un larguero auxiliar anterior, al cual está unido mediante bisagra el timón, de reducida superficie y accionado por servocomandos hidráulicos.

El tren de aterrizaje, de fabricación Messier, tiene parantes de una sola rueda (el anterior de horquilla oscilante), con neumático de baja presión, suficiente (alrededor de seis atmósferas en el caso de las ruedas posteriores) para permitir el empleo del avión aun sobre terrenos semipreparados. El parante anterior, que lleva los faros de aterrizaje, se retrae hacia atrás en el vientre del fuselaje, mientras que los posteriores lo hacen hacia la línea media del avión, ocultando parcialmente las ruedas (provistas de frenos hidráulicos Messier) en el vientre del fuselaje. Un paracaídas-freno, alojado en la raíz del borde de salida del plano vertical, permite reducir la carrera en el aterrizaje.

El motor del Mirage III es el SNECMA Atar 9, en diversas versiones según la serie del avión, con compresor axial de nueve etapas, cámara de combustión anular con veinte quemadores, turbina de dos etapas y tobera de descarga de sección variable, del tipo con pétalos o lóbulos. Quizá menos brillante que otros turborreactores contemporáneos en cuanto a peso y consumos, el ATAR es, sin embargo, un motor fuerte y de concepción fundamentalmente simple, y su empuje, en las versiones de interceptación del Mirage, puede ser considerablemente aumentado (no sólo por el quemador posterior sino también por el sistema que, a números Mach superiores a 1,4, hace subir el número de revoluciones del reactor, de modo que facilite la aceleración supersónica) por el cohete auxiliar SEPR 844, cuyo contenedor perfilado puede ser aplicado al vientre de la sección posterior del fuselaje. El SEPR 844 utiliza como combustibles ácido nítrico (contenido en un depósito instalado en la góndola antes mencionada) y una mezcla de trietilamina y xilidina, para la cual está previsto un depósito en el vientre de la sección anterior del fuselaje.

Las tomas de aire del Mirage tienen sección semicircular, con pared vertical separada del lateral del fuselaje, de modo que no ingiera la capa límite de este último, y están dotadas de semiconos cuya posición longitudinal es regulada automáticamente al variar el número Mach de vuelo, de modo que asegure la formación del sistema de ondas de choque que permite obtener la máxima recuperación de presión. A la altura del borde de ataque de la raíz alar, los conductos para la aducción del aire al reactor están provistos de portillos con resorte que, al abrirse automáticamente en el decolaje, aseguran también en esta fase una capacidad de aire adecuada.

El equipo de alimentación del combustible, no sólo desemboca en los eventuales depósitos suplementarios subalares (para un total de 3400 litros), sino también en dos depósitos integrales alares y en tres flexibles del fuselaje, con una capacidad total de 3300 litros. Al equipo de alimentación se suman el hidráulico, constituido por dos redes diferentes, el de acondicionamiento para la cabina y los compartimientos en los cuales están alojados los aparatos electrónicos, el de presurización, aquél para la inhalación de oxígeno, y los dos equipos eléctricos: uno de corriente continua y otro alterna. La dotación

electrónica comprende, en cambio, el radar Cyrano II de la CSF (en las versiones de caza), el Doppler de la Marconi en el característico radomo ventral, dos UHF, el Tacan y las calculadoras para la navegación y el empleo del armamento de caída.

El piloto, alojado en una cabina bastante angosta y cubierta por un techo rebatible hacia atrás, dispone de un asiento eyectable Martin-Baker fabricado por la Hispano. El armamento del avión, en las versiones de caza, comprenden dos cañones Defa de 30 mm instalados en el labio inferior de las tomas de aire, con 125 proyectiles por arma, un misil Matra R.530 aplicado al pilón ventral del fuselaje, y dos Sidewinder en instalaciones subalares. En las versiones de ataque a tierra, además de los dos cañones o un misil aire-superficie AS.30 o Martel, el avión puede llevar dos bombas de 454 kg en instalaciones subalares, o bien dos contenedores JL 100, que alojan cada uno un depósito de 240 litros y 18 cohetes de 68 mm, o Matra LAU 32, con siete cohetes de 68 mm cada uno. En la versión de reconocimiento fotográfico la trompa aloja cinco aparatos OMERA, en reemplazo del radar y el avión está provisto de un radioaltímetro que regula automáticamente el enfoque de las cámaras fotográficas.

Su evolución

En 1952, sobre la base de la experiencia coreana, también en Francia se publicó una especificación referente a un caza liviano; se requerían, en particular, una elevada maniobrabilidad y la capacidad de trepar a 18000 m dentro de los tres minutos desde el comienzo de la carrera de decolaje. Los tres proyectos presentados —Dassault MD.550 "Mirage I", SNCASE SE.212 "Durandal" y SNCASO SO.9000 "Trident"— eran todos de propulsión mixta, turborreactores más motores-cohete, al no disponerse de motores de reacción de performances tales como para poder responder a las especificaciones requeridas para el avión.

El MD.550 llevaba dos turborreactores uno al lado del otro, del tipo MD.30 (el inglés Armstrong-Siddeley "Viper" de 774 kg/empuje, del cual Dassault tenía la licencia) y un motor-cohete SEPR 66 de 1500 kg/empuje, colocado debajo de la cola.

El avión, un pequeño y compacto delta "puro", comenzó sus vuelos el 25 de junio de 1955; muy pronto fue dotado de quemadores posteriores (mientras que se aportaban varias modificaciones, en especial un plano vertical de nuevo diseño), con los cuales la velocidad horizontal llegó a Mach 1,3. Sin embargo, en ese ínterin el interés hacia el caza liviano se había desvanecido, y Dassault ya había elaborado un desarrollo más grande, capaz de alojar los depósitos y la dotación electrónica necesarios para un sistema de armas que respondiera a especificaciones más clásicas. Este Mirage II, con dos turborreactores Turbomeca "Gabizo" de 1090 kg/empuje que podían aumentar a 1500 con combustión posterior, quedó en proyecto, pero de éste se obtuvo el Mirage III que, destinado en un principio a recibir dos motores (Dassault R-70 desarrollados del "Viper"), muy pronto fue rediseñado como monomotor, con un SNECMA "Atar" 101G-1 que, con sus 4490 kg/empuje con quemador posterior, permitía abandonar finalmente la fórmula bimotor. El Mirage III-001, que voló por primera vez el 17 de noviembre de 1956, además de ser más grande que su antecesor, tenía el fuselaje con "cuerpo de avispa" conforme a la regla de las áreas y, después de los primeros vuelos, también tuvo las tomas de aire de nuevo diseño, semicirculares y con cono difusor como en todos los modelos siguientes.

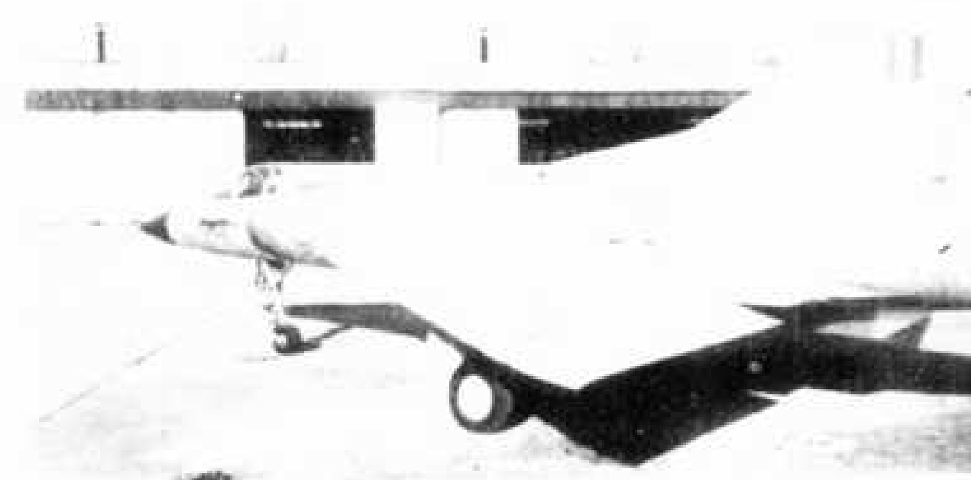
Una preserie de diez aviones, con sigla Mirage IIIA, sirvió para el desarrollo y la puesta a punto del avión, de los diversos sistemas de a bordo y del armamento, inclusive para las previstas versiones aptas para funciones diferentes de aquélla de avión de interceptación, como también del nuevo motor-cohete SEPR 841 de 1340 kg/empuje destinado a suceder al SEPR 66. El motor era el Atar 09B de 6000 kg/empuje en lugar del Atar 101G-2 montado entre tanto en el prototipo, y también la superficie alar sufría grandes modificaciones, con un ligero aumento de la superficie, una disminución del espesor relativo y, sobre todo, la adopción de la curvatura del borde de ataque.

Mientras que se abandonaba el desarrollo de un Mirage nuevamente ampliado, el "caza pesado" birreactor Mirage IV propuesto en 1955 y que luego cederá su nombre al aun más grande bombardero, el caza de Dassault era adoptado por la Armée de l'Air en la primera versión operativa, el avión de interceptación (con capacidad secundaria de ataque a tierra) bisónico Mirage IIIC, con motor Atar 09B3 y la posibilidad de montar el motor-cohete, entonces del tipo SEPR 844 de 1680 kg/empuje; la licencia de fabricación fue cedida a Suiza: 36 Mirage IIS, con radar de tipo Hughes "Taran" —en lugar del Cyrano 1bis— en una nueva trompa rebatible para permitir su alojamiento en los hangares subterráneos, y estructura reforzada.

Entre tanto, había aparecido el modelo biplaza para la adaptación de los pilotos, el Mirage IIIB (su primer vuelo data del 21 de octubre de 1959, mientras que el avión de interceptación voló el 9 de octubre de 1960) sin armamento fijo ni radar, y fabricado también en Australia, como Mirage IIID. Un ligero alargamiento del fuselaje, que comporta el avance del puesto de pilotaje respecto de las tomas de aire, caracteriza a la siguiente serie IIIE, destinada preferentemente al ataque a tierra, y la versión de reconocimiento IIIR, con cinco cámaras fotográficas Vinten en la trompa alargada que, en efecto, entró en servicio anteriormente (a pesar de que el prototipo voló el 31 de octubre de 1961, mientras que el del IIIE ya había volado el 5 de abril). El avión de reconocimiento también fue fabricado en Suiza (18 Mirage IIIRS) mientras que el polivalente IIIE, con motor Atar 09C3, radar de tipo Cyrano II bis, aparatos Doppler (de la Marconi inglesa) y TACAN (americano) fue fabricado también en Australia: 98







En orden descendente: tres Mirage IIIE en trepada con el auxilio del motor cohete SEPR 844 (Armée de l'Air). Mirage IIIE del Cèntre d'Experiènce Aérienne Militaire (CEAM) de Mont de Marsan durante la prueba del misil Martel (Archivo Bignozzi). En el campo de la firma en Mérignac (Bordeaux), el segundo Mirage IIIEZ destinado a Sudáfrica. El primero de los dos Mirage IIIO fabricados en Francia para Australia llevaba el motor inglés Rolls-Royce "Avon". Aquí abajo: decolaje de un Mirage IIIO de fabricación australiana, perteneciente al 75 Squadron; obsérvense las tomas de aire auxiliares, abiertas, en el centro de la cucarda



Mirage IIIB empleado para la adaptación de los pilotos, correspondiente al caza IIIC, pero con fuselaje alargado unos 60 cm para permitir la instalación de la segunda cabina. Se encuentra en servicio en la Armée de l'Air desde 1962. El avión ilustrado lleva los depósitos estándares de 600 litros



Mirage IIIS, denominación del Mirage IIIC fabricado en Suiza. El ejemplar ilustrado lleva la matrícula J-2281 y es utilizado por la Schweizerische Flugwaffe para exhibiciones aéreas y demostraciones acrobáticas y, por lo tanto, está coloreado en forma llamativa (en el vientre lleva pintado un enorme girasol). Los depósitos externos son del tipo supersónico



Mirage IIIRD, una de las más recientes variantes del avión de reconocimiento fotográfico IIIR, asignado a la 33a. Escadre de Reconnaissance, cuyo emblema (la "Cocotte") se remonta a los tiempos de la Primera Guerra Mundial. La trompa alargada aloja cinco cámaras fotográficas OMERA tipo 31, y la cabina está llevada más hacia adelante, como en el caza IIIE; la variante RD es identificable por el carenado, debajo de la cabina, del aparato Doppler



Mirage IIIEE con las insignias del Ejército del Aire español, que le ha asignado al caza francés la sigla C.11 (CE.11 para el biplaza DE). Se ilustra el 14 de los 30 aviones entregados, con el distintivo del Ala 11 con base en Manises, aquél que fuera de la "Patrulla Azul" de la guerra civil, con el mote "Vista, suerte y al toro". La otra unidad española equipada con Mirage es el Ala 12, con asiento en Torrejón



Mirage M.5COA para la Fuerza Aérea Colombiana, que ordenó 14 de éstos (más otros aviones de otras versiones), cuyas entregas comenzaron en 1972



Mirage M.5DEL de la aviación libia, que ordenó diez de estos biplaza incluidos en el primer pedido para 110 Mirage de diversos tipos. La coloración es aquélla ya estandarizada en los aviones que operaban en Medio Oriente, y en los Mirage de reciente fabricación se encuentra en los ejemplares para Abu Dhabi



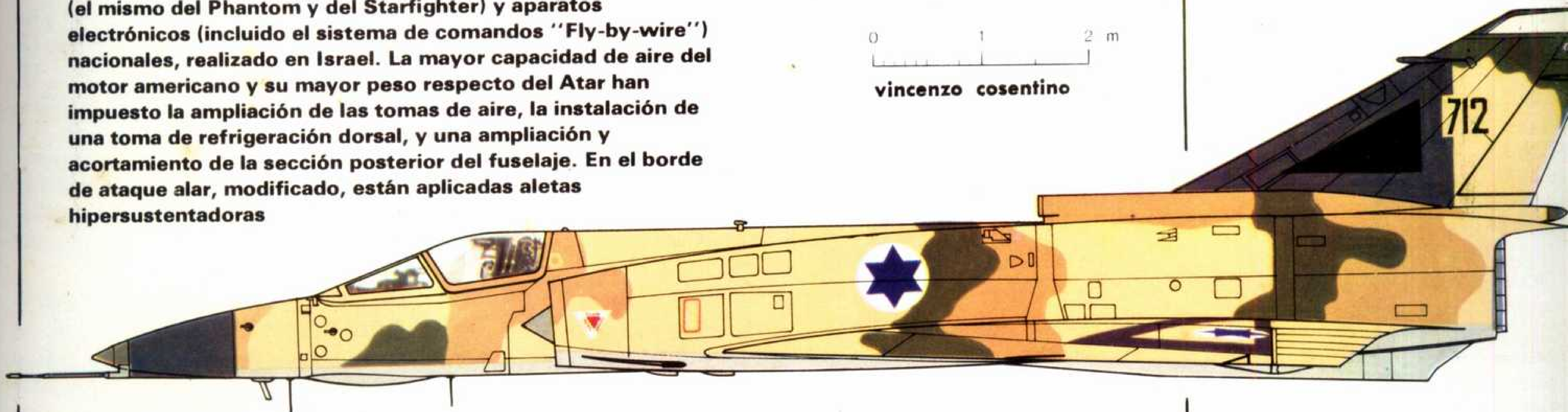
Milan S-01, edición definitiva —con turbirreactor Atar 9K-50— del avión experimental caracterizado por los bigotes anteriores retráctiles, que aquí se muestran en posición extraída. No obstante los incrementos en la maniobrabilidad a baja velocidad y en la carga, el Milan (Nibbio) no tuvo éxito



"Kfir" (Leoncito), desarrollo del Mirage IIICJ con motor J79 (el mismo del Phantom y del Starfighter) y aparatos electrónicos (incluido el sistema de comandos "Fly-by-wire") nacionales, realizado en Israel. La mayor capacidad de aire del motor americano y su mayor peso respecto del Atar han impuesto la ampliación de las tomas de aire, la instalación de una toma de refrigeración dorsal, y una ampliación y acortamiento de la sección posterior del fuselaje. En el borde de ataque alar, modificado, están aplicadas aletas hipersustentadoras

0 1 2 m

vincenzo cosentino













En orden descendente: la impresionante capacidad de carga del Mirage M.5 es puesta en evidencia en esta fotografía: 10 bombas de 250 kg, dos de 500 kg, dos de 125 kg y dos depósitos de 1000 litros. La aplicación de aletas retráctiles canard en la célula de un Mirage IIIR llevó a la realización del "Milan", que voló por primera vez el 29 de mayo de 1970. El primero de los Mirage M.5BA ordenados por la aviación militar belga. Tomado en vuelo estacionario el "Balzac" V 001, primer intento de trasformación del Mirage en avión VTOL.
El Mirage IIIV 01, realizado de acuerdo con las especificaciones NBMR 3 de la NATO para un caza VTOL. Comenzó sus vuelos el 12 de febrero de 1965

Commonwealth CA-29 divididos en 46 Mirage IIIO(F) de interceptación y 52 IIIO(A) de ataque a tierra, en un principio previstos para llevar el motor inglés Rolls Royce "Avon 67", que fue probado en un Mirage IIIA, para pasar luego al Atar 09C, que en definitiva fue el adoptado.

Exclusivamente para exportación, con especial referencia a las fuerzas aéreas que no requirieran sistemas de arma sofisticados, se realizaba el Mirage 5, edición simplificada del IIIE, carente de la dotación electrónica más avanzada en favor de un sustancial incremento en la capacidad de los depósitos internos (500 litros más) y de la carga externa (hasta 4000 kg de elementos bélicos o 4500 litros de combustible). Esta versión fue fabricada bajo licencia en Bélgica, además del tipo cazabombardero (5 BA) también en las variantes de reconocimiento (5 BR) y de adiestramiento (biplaza 5 BD). Esencialmente para Suiza y en colaboración con la fábrica local (Fabrique Fédérale d'Avions de Emmen), se desarrolló el "Milan", que incorporaba una aleta canard para mejorar la controlabilidad en las bajas velocidades. Los "bigotes" que caracterizan a este experimento fueron instalados en 1968 en un Mirage IIIR y, el 20 de mayo de 1970, volaba el Milan S-01 que, sin embargo, no tuvo éxito.

Lo mismo había sucedido con el Mirage VTOL, programa para el cual Dassault trasformó el prototipo del Mirage III sustituyendo el motor con un Bristol Siddeley "Orpheus" 3 de 2300 kg/empuje, al cual se le agregaron ocho reactores portantes tipo Rolls-Royce RB.108 de 1000 kg/empuje. El primer vuelo estacionario libre del Balzac V tuvo lugar el 13 de octubre de 1962 y, el 18 de marzo de 1963, el avión efectuó la transición del vuelo estacionario al horizontal. Para el programa NBMR-3 de la NATO, Dassault realizó sobre la base de esta experiencia el Mirage IIIV, avión con la misma célula del caza estándar pero con fuselaje alargado a 18,1 m que alojaba los ocho motores portantes (RB.162 de 1600 kg/empuje) y un SNECMA TF-104B (derivado del P. & W. JTF-10, ya probado en el Mirage IIIT, banco de prueba volante en el cual también se probó el TF-106 de 9000 kg/empuje) de 4760 kg/empuje, sustituido en un segundo prototipo con un P. & W. TF-30 de 9200 kg/empuje. El primer prototipo voló el 12 de febrero de 1965, con decolaje de traslación tradicional y aterrizaje vertical; el segundo comenzó sus vuelos en junio de 1966 con resultado prometedor (la velocidad horizontal llegó a 2,04 Mach), pero terminó destruido en un accidente el 28 de noviembre, poniendo fin a la actividad VTOL de la Dassault.

La Israel Aircraft Industries obtuvo del Mirage IIIC un "Super Mirage", instalando en la célula del caza francés un General Electric J79-GE-17 de 8120 kg/empuje con combustión posterior (motor que fabrica para los Phantom II de la Heil Ha'Avir). Precedido por el prototipo "Salvo" o "Black Curtain" revelado en 1971 y por el tipo (aparentemente de preserie, que habría entrado en línea en 1973) "Barak" (rayo), el 14 de abril de 1975 fue presentado al público el más elaborado "Kfir" (Leoncito): el avión presenta un fuselaje de nuevo diseño para corregir las variaciones de centrado causadas por el mayor peso del motor americano, tomas de aire ampliadas, una ulterior toma de aire para la refrigeración del cono posterior del fuselaje —unida a la base de la deriva—, estructura y tren de aterrizaje reforzados y, por último, dotación electrónica de concepción nacional.

Su empleo

El Mirage IIIC, ordenado en 95 ejemplares, fue entregado a la Armée de l'Air a partir de octubre de 1960, equipando las Escadres de Chasse 2, 5, 13 y 10; mientras 16 Mirage IIICZ (la segunda letra indica en el código internacional la nación adquirente) fueron vendidos a la aviación sudafricana que dotó de ellos al 2° Squadron, 72 pasaron a la aviación israelita, que pudo equipar tres unidades con los Mirage IIICJ, protagonistas de la guerra de 1967 (en la cual parece ser que sólo dos ó tres aviones se perdieron contra fuertes pérdidas árabes) y de los siguientes encuentros en Medio Oriente; por último, Suiza, que en 1961 había decidido equiparse de 100 Mirage IIIS, debió limitarse a 36 ejemplares, que aún hoy forman la columna vertebral de la caza helvética, dado que el costo de los aviones terminó superando ampliamente los presupuestos.

El biplaza IIIB, además de Francia (26 ejemplares, más algunos de las variantes B.1 y BE), es empleado en Suiza (dos IIIBS), Sudáfrica (tres BZ), Líbano (dos BL), Israel (tres BJ), España (cinco franceses en préstamo), Colombia (dos BC) y Brasil (cinco ejemplares de BB).

El avión de reconocimiento fue fabricado en 20 ejemplares (incluidos algunos de la variante RD con aviónica mejorada) para la 33a. Escadre de Reconnaissance francesa, otra cantidad igual para Libia, dos para Colombia, tres para Paquistán, cuatro para Sudáfrica y 18 para Suiza (fabricados en el lugar).

El Mirage IIIE fue ordenado en 130 ejemplares por la Armée de l'Air, que dotó con ellos a la 2a., 3a., 4a. y 13a. Escadre de Chasse, y luego en 12 ejemplares (más dos biplaza) por la Argentina, 10 biplaza (más los 100 caza de los cuales 98 se fabricaron en el lugar) por Australia, 12 por Brasil, 12 por el Líbano, 30 por Libia, 18 (más tres biplaza) por Paquistán, cuyo 5° Squadron operó en los conflictos con la India, 26 (más cuatro biplaza) por España, 16 (más tres biplaza) por Sudáfrica, 13 (más dos biplaza) por Venezuela.

El Mirage 5 fue ordenado, además de Bélgica, donde fue fabricado bajo licencia por un total de 106 aparatos en las tres variantes (27 de los cuales eran de reconocimiento y 16 biplaza), por: Abu Dhabi (14), Arabia Saudita (35), Colombia (14), Libia (50, más 10 biplaza), Paquistán (28, más dos biplaza), Perú (12, más dos biplaza).

McDonnell Douglas
F-4 Phantom II

Abajo, un F-4C de la USAF con dos F-4B de la U.S. Navy y del Marine Corps. Desde que la USAF decidió la adopción del caza naval Phantom II, éste se convirtió en el avión de combate estándar de los Estados Unidos y, en lo sucesivo, fue adoptado por todo el bloque occidental (Archivo Bignozzi)



CARACTERÍSTICAS		F-4B	RF-4C	F-4K/F-4M	F-4J	F-4E
Envergadura	m	11,703	11,703	11,703	11,703	11,703
Largo	m	17,761	19,164	17,551	17,761	19,15
Altura	m	4,953	5,029	4,902	4,953	4,953
Superficie alar	m²	49,239	49,239	49,239	49,239	49,239
Peso vacío	kg	12 701	13 608~	13 608	12 600	13 800
Peso total	kg	20 230	21 092~	22 225	21 465	21 000
Peso con sobrecarga	kg	25 401	26 308	25 401	27 500	27 500
Velocidad máxima	km/h	2 390(1) 2 334(2)	2 390(1) 1 529	2 226	2 390	2 390
a la altura de	m	14 630	14 630 305	14 630	14 630	14 630
Velocidad de trepada inicial	m/seg	142	140	162	—	—
Techo práctico	m	18 898	18 898	18 288	18 898	21 640
Radio de acción	km	644(3)	966(5)~ 1 287(6)	805	644(3)	644(3)
Alcance	km	3 701(4)	3 701(4)	4 023	3 701(4)	3 701(4)
Capacidad máx. depósitos suplem.	l	5 072	5 072	5 072	5 072	5 072
Carga bélica	kg	7 300	—	7 300	7 300	1 x 20 + 7 300
Motores tipo		General Electric J79-GE-8	General Electric J79-GE-15	Rolls-Royce RB.168-25R "Spey" Mk.202	General Electric J79-GE-10	General Electric J79-GE-17
Empuje máximo sin comb. posterior	kg	2 x 4 944	2 x 4 944	2 x 5 556	—	—
Empuje máximo con comb. posterior	kg	2 x 7 711	2 x 7 711	2 x 9 306	2 x 8 126	2 x 8 126

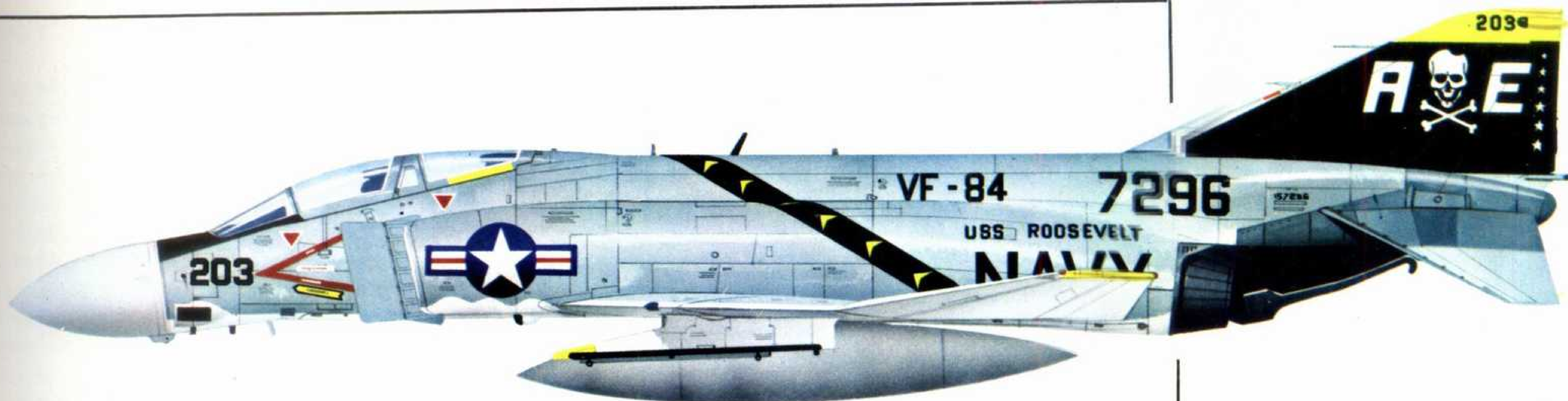
1) con configuración pulida; 2) con cuatro Sparrow III; 3) a baja altura, a 676 km/h y con 2 722 kg de carga bélica; 4) a 12 192 m, 925 km/h, y con 5 072 litros de combustible externo; 5) a baja altura, a 821 km/h y con 2 271 litros de combustible externo; 6) a alta altura, con configuración pulida.

F-4J Phantom, avión asignado al VF-84 "Jolly Rogers" en 1967, en reemplazo de los F-4B que, en la misma unidad, operaron en Indochina desde a bordo del portaaviones Independence. Los F-4J del "Jolly Rogers" fueron asignados en 1969 a la Air Wing Six, que operaba desde a bordo del portaaviones Roosevelt





MCDONNELL DOUGLAS F-4J PHANTOM II



0 1 2 3 m

amedeo gigli









En orden descendente: el prototipo (Y)F4H-1, originariamente siglado como YAH-1, que comenzó sus vuelos el 27 de mayo de 1958. El avión tenía la matrícula 142259 (Archivo Catalanotto). La importante carga de bombas aplicada a uno de los 23 aviones de la preserie F4H-1, posteriormente siglados como F4H-1F y luego como F-4A, después de la unificación de las siglas de los aviones militares americanos (Archivo Bignozzi). Un F-4B del VF-11 "The Red Rippers" se prepara para aterrizar en el Forrestal (Archivo Bignozzi). Un F-4B en la fase final del aterrizaje, con un gran depósito ventral y los Sidewinder aplicados a los pilones alares (U.S. Navy). Derecha: la primera variante de reconocimiento del RF-4B, antes F4H-1P, realizada en 46 ejemplares, asignados casi exclusivamente a la aviación de los Marines (Archivo Bignozzi)

El episodio que tuvo lugar en marzo de 1962, cuando la USAF decidió adoptar un birreactor de caza de la U.S. Navy, puede ser considerado realmente excepcional, después de que los años de la Segunda Guerra Mundial y también los siguientes, hubieran visto varios caza embarcados obtenidos de la trasformación de aviones con base en tierra. Sin embargo, también era igualmente excepcional el avión elegido por la USAF, a la luz de los resultados de pruebas comparativas con los propios F-106A. El birreactor en cuestión, el Phantom II, volvía a tomar el nombre del primer avión de reacción de caza de la U.S. Navy, fabricado también por una firma de Saint Louis, poco conocida hasta poquísimos años atrás. La McDonnell pasaría a ser rápidamente una de las mayores casas constructoras estadounidenses precisamente gracias al éxito de su Phantom II, que inclusive le proporcionaría los medios para asociarse directamente con la Douglas, una de las más famosas casas constructoras americanas, atormentada por las dificultades financieras relativas al lanzamiento del programa del DC-9.

Los orígenes del Phantom II se remontan a 1953, cuando la McDonnell comenzó el estudio de un nuevo birreactor embarcado de ataque, en el cual se unían las experiencias de los propios anteriores Phantom, Banshee, Demon y Voodoo. A comienzos de 1955, la necesidad de equipar las unidades embarcadas de la marina americana con un nuevo caza bisónico de elevadas performances, considerable alcance y techo práctico, armado con misiles y dotaciones electrónicas muy evolucionadas condujo, sin embargo, a una radical reelaboración del proyecto del avión, que fue designado (Y)F4H-1 (luego F-4A) y tuvo un segundo miembro de tripulación.

El pedido para dos prototipos del ya superado avión de ataque AH-1 fue trasformado en uno para 23 ejemplares de preserie del nuevo caza, cuyo prototipo voló el 27 de mayo de 1958 piloteado por Richard Gordon (el futuro astronauta de la misión Apolo 12), suministrando muy pronto tales pruebas de sus características y posibilidades de desarrollo ínsitas en el proyecto que, hacia fines de ese año, la U.S. Navy eligió al F-4A como a su caza estándar, prefiriéndolo al Chance Vought F8U-3 "Crusader III". De este modo, comenzó aquella intensa actividad de producción que haría del Phantom II, el más difundido de todos los recientes aviones bélicos del mundo occidental, con alrededor de 4500 ejemplares fabricados durante todo 1974.

Su técnica

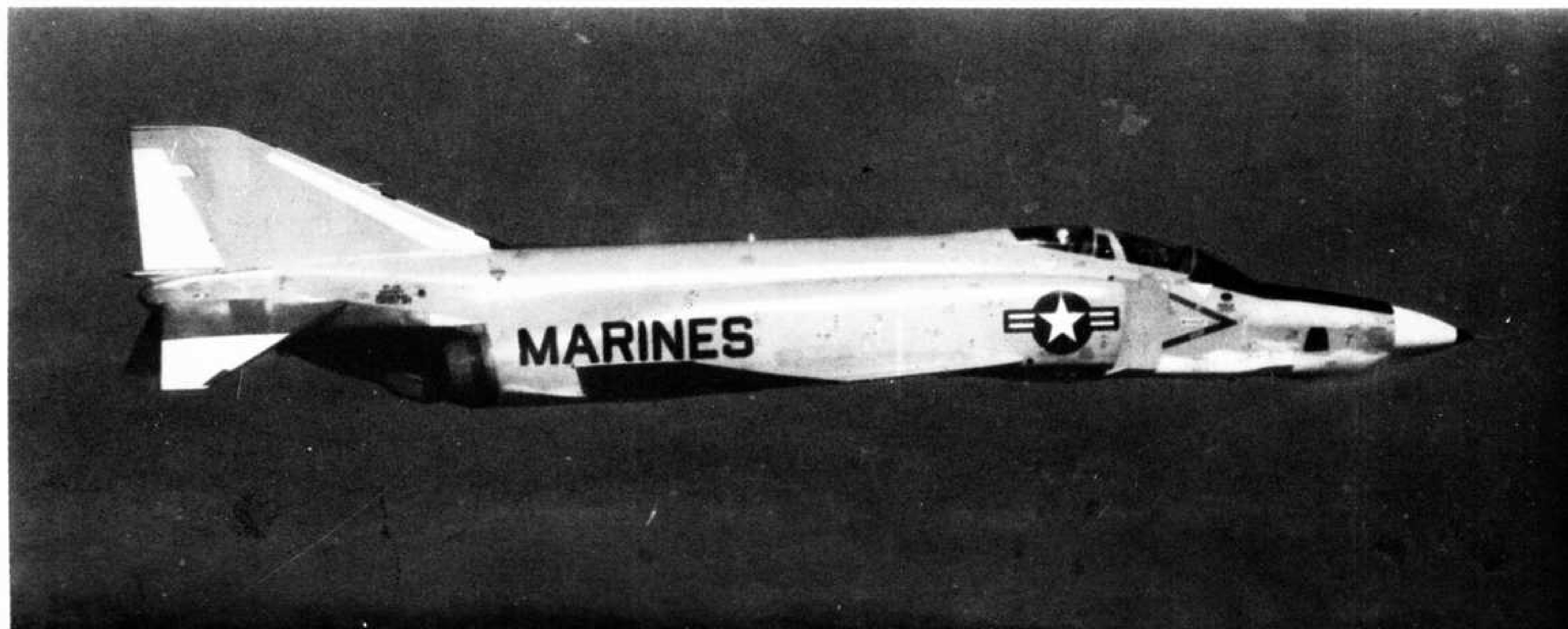
Birreactor biplaza en tándem, el Phantom II tiene un ala de considerable flecha en el borde de ataque, poco alargada y marcadamente convergente, construida por tres conjuntos estructurales principales: la sección central, que pasa debajo del vientre del fuselaje y cuyo borde de salida está ocupado totalmente por los hipersustentadores posteriores y por los alerones (estos últimos con angulaciones máximas de 30° hacia abajo y de 1° hacia arriba), y las dos semialas externas, replegables hacia arriba y con diedro frontal de 12°.

El incremento del diez por ciento que las cuerdas del ala presentan en las secciones externas, determinado por la necesidad de eliminar los fenómenos de inestabilidad longitudinal que las alas de fuerte flecha presentan en las máximas incidencias, le confiere al ala los característicos "dientes de sierra" en el borde de ataque, que asume una flecha de 48°, con respecto a los 45° de la sección central.

La estructura alar está basada en un resistente cajón de triple larguero, con revestimiento de considerable espesor obtenido por fresado de herramienta y química y por matriz de prensa. No obstante el reducido espesor de los perfiles del ala (de valor medio igual al 5,1 por ciento de las cuerdas), los depósitos integrales de la sección central, comprendidos entre el larguero anterior y el del medio (dispuestos, respectivamente, al 15 y el 40 por ciento de las cuerdas), tienen una capacidad de 2800 litros.

Todo el borde de ataque alar está provisto de hipersustentadores de pico bajable, con activación de la capa límite mediante soplado de aire comprimido tomado de los reactores, en forma similar a los hipersustentadores posteriores que pueden bajarse hasta 60°. En la parte anterior de estos últimos (desde el intradós del ala) sobresalen los frenos aéreos, con una abertura máxima de 45° y utilizables dentro de toda la gama de las velocidades de vuelo, mientras que en el dorso del ala, en la parte anterior de los alerones, coadyuvando en la acción de los mismos, están dispuestos los disruptores, basados en cuatro elementos, también éstos con angulaciones máximas de 45°. Las superficies móviles, así como los paneles de la estructura del borde de salida de las semialas externas, están realizadas con amplio empleo de nido de abeja metálico.

El fuselaje del Phantom II está constituido por tres elementos principales: el anterior, realizado en



dos mitades simétricas para facilitar la instalación de los diversos equipos de a bordo y sus respectivos cableados; la sección central, a la cual está unida el ala; el cono terminal, que aloja las toberas de los reactores y al cual están unidos los empenajes. A pesar de estar basado en el clásico monocasco reforzado de aleación liviana, el fuselaje del Phantom II utiliza soluciones técnicamente más avanzadas, cómo paneles de revestimiento obtenidos por fresado químico, elementos de resistencia forjados y entramados, acero y titanio (este último en las zonas calientes) en los elementos longitudinales de resistencia del vientre, y doble revestimiento (el externo, en la cola, de titanio) en cuyo intersticio pasa aire de refrigeración, para aislar térmicamente los compartimientos de los motores y la zona de las descargas, de las secciones del fuselaje en las cuales están instalados los depósitos de combustible (para un total de 4750 litros) y los servocomandos de los empenajes. Un especial cuidado se ha puesto en los conductos para la aducción del aire a los reactores, diafragmados en forma compacta y con revestimiento de discreto espesor, de modo que se garantizan su rigidez e indeformabilidad.

Los empenajes comprenden una deriva de triple larguero, a la cual está articulado el timón, y el empenaje horizontal monobloque. Este último está constituido por una única superficie, con estructura anterior basada en un cajón de triple larguero de acero, con revestimiento en titanio, y estructura posterior basada en paneles de nido de abeja de acero. Unido mediante bisagras a aproximadamente el 50 por ciento de la cuerda en la raíz, el plano horizontal presenta un diedro negativo de 23°, que lo pone fuera de las descargas de los reactores y evita que éste se encuentre muy elevado respecto del ala.

El tren de aterrizaje está constituido por los dos parantes posteriores de una sola rueda, que se retraen en el vientre del ala entre el larguero central y el posterior, y por el parante anterior giratorio, provisto de dos ruedas una al lado de la otra, con dispositivo antishimmy y regreso automático al centro, que se retrae hacia atrás en el vientre de la trompa del fuselaje. Éste puede ser alargado neumáticamente alrededor de un metro, permitiendo que el avión asuma una más elevada incidencia y facilitándole, de este modo, el decolaje asistido mediante catapulta. El avión está equipado también con gancho de detención, instalado inclusive en los aviones terrestres en el vientre de la sección posterior del fuselaje, y con paracaídas freno de cinta, alojado en la raíz del plano vertical.

Los motores del Phantom II —única excepción los F-4K y los F-4M de la Royal Navy y la Royal Air Force británicas, que emplean los Rolls-Royce "Spey"— son los de un solo árbol General Electric J79, en diversas versiones de acuerdo con las series del avión. El J79 tiene un compresor axial de 17 etapas, con las paletas directrices de la toma de aire y aquéllas de las primeras seis etapas del estator de ángulo variable, para obtener mejores condiciones de funcionamiento del compresor en los diversos regímenes. Al compresor, sostenido por dos cojinetes en los cuales están empleadas más de 2500 paletas, todas de acero inoxidable, le siguen el conjunto de la cámara de combustión anular con diez cámaras, la turbina de tres etapas, sostenida por un cojinete de rodillos, y el cono de descarga con el sistema de combustión posterior y la tobera de geometría variable del tipo con pétalos, accionados por una corona de criques alimentados con el lubricante del motor. La simplicidad, la resistencia, la elevada relación de compresión (aproximadamente igual a 13) y el refinado sistema de regulación constituyen las mayores virtudes del J79, que está en condiciones de pasar del empuje mínimo al máximo en un tiempo de cuatro segundos.

Especial importancia, como en cualquier avión de reacción de elevadas performances, asumen las tomas de aire. Éstas, del tipo con geometría variable, comprenden cada una, una primera lámina fija anterior, separada del lateral del fuselaje de modo que se evite la ingestión de la capa límite del mismo, y que también tiene la tarea de producir, en el vuelo a velocidad supersónica, la formación de una primera onda de choque oblicua y, unido mediante bisagras al lado posterior de la lámina fija, el conjunto de las dos láminas móviles, de las cuales la anterior está perforada para permitir la aspiración de la capa límite. Un accionador hidráulico asegura a las láminas móviles la angulación más conveniente, sobre la base de las señales captadas por sensores especiales y elaboradas por la calculadora de a bordo, para producir el sistema de dos ondas de choque, internas a la toma de aire, que permite la disminución del flujo de aire hasta velocidades subsónicas y la máxima recuperación de presión.

Además de equipo para el reabastecimiento de combustible en vuelo, con columna retráctil en el lateral derecho de la trompa, el Phantom II está provisto de tres equipos hidráulicos diferentes, que impulsan los accionadores del tren de aterrizaje, de los hipersustentadores, de los frenos, del gancho de detención, del repliegue de las semialas externas, de la rotación del tren de aterrizaje anterior y de todas las superficies de control, como también de circuitos eléctricos de corriente alterna y continua. Una turbina movida por el viento relativo, que sobresale del dorso del lateral izquierdo del fuselaje, suministra energía a los equipos de a bordo en caso de emergencia.

Especialmente refinada y abundante es la aviónica, que requiere un equipo propio de refrigeración y que comprende TACAN, IFF, equipos UHF y VHF para comunicaciones y navegación, radar Westinghouse APQ-72, 100 ó 117, o bien AWG-10 del tipo Doppler para el control del armamento, con antena parabólica en la amplia trompa dieléctrica, sensores de infrarrojo AAA-4, central de puntería y cálculo AJB-3A ó 7 para el empleo del armamento de caída, sistema de navegación inercial Litton ASN-48 y radioaltímetro Raytheon. Los Phantom II británicos, con trompa replegable lateralmente utilizan en gran medida, en cambio, aparatos electrónicos ingleses de la Cossor, de la Plessey, de la Ferranti y de la EMI.

Las dos cabinas, climatizadas y presurizadas, y cubiertas por techos unidos mediante bisagras a los arcones de los respectivos apoyacabeza, están protegidas por extensos blindajes y por el vidrio blinda-

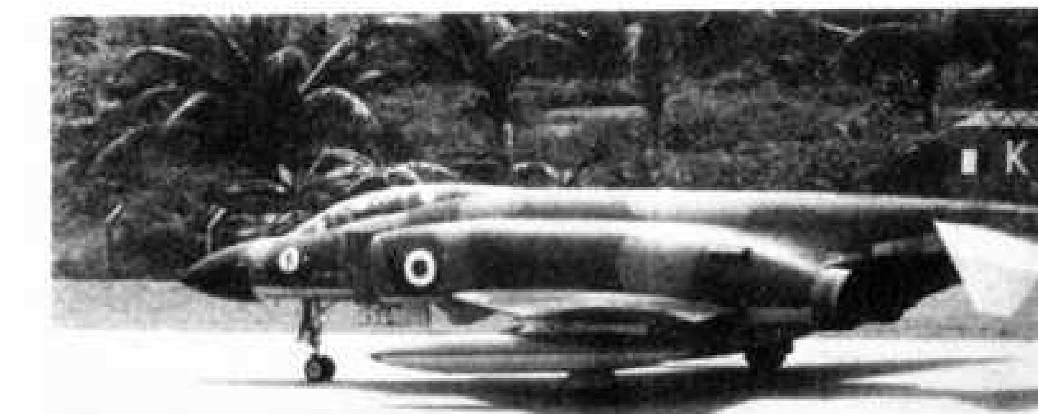








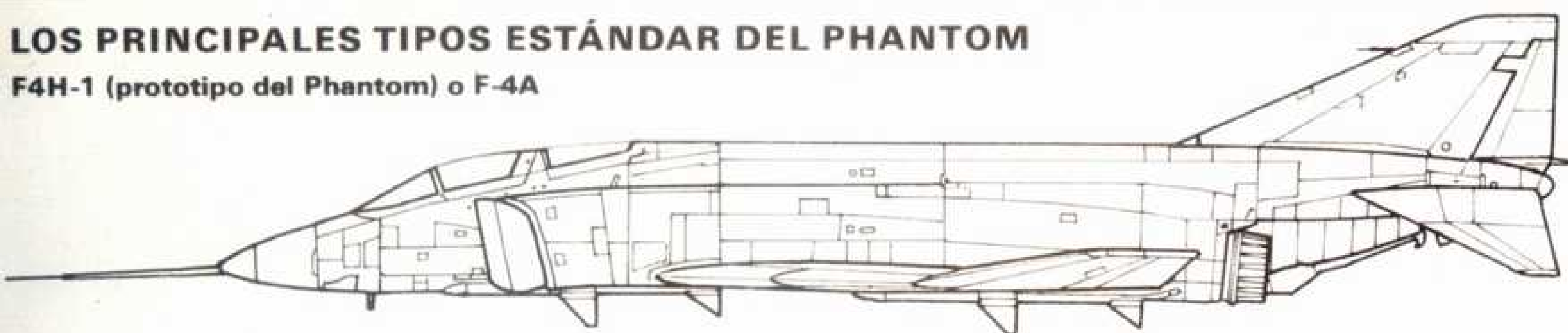




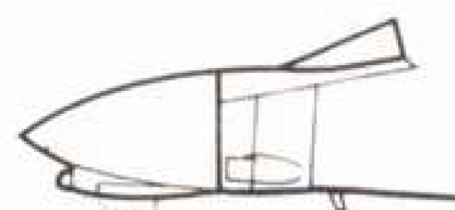
En orden descendente: un F-4C del Tactical Air Command con cuatro contenedores para proyectiles cohete. Una de las primeras fotografías del F-4C con la coloración mimética y los distintivos de nacionalidad en formato reducido, los "ministars". La variante de reconocimiento del primer modelo para la USAF: RF-4C. La patrulla acrobática de la U.S. Navy "The Blue Angels" fue equipada en 1969 con los F-4J, tomados aquí en una exhibición en París en 1971 (Archivo Bignozzi). La segunda versión para la USAF, F-4D, cuyo primer vuelo data del 8 de diciembre de 1965, fue fabricada en 825 ejemplares, treinta y dos pasaron a Irán y 18 a Corea del Sur. En el aeropuerto de Tengah (Singapur), un Phantom F.G.R.Mk.2 del 6° Squadron de la RAF durante un ejercicio de las fuerzas ANZUK (Australia, Nueva Zelanda y Gran Bretaña) en 1972 (Archivo Coggi)

LOS PRINCIPALES TIPOS ESTÁNDAR DEL PHANTOM

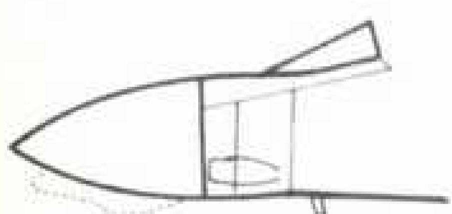
F4H-1 (prototipo del Phantom) o F-4A

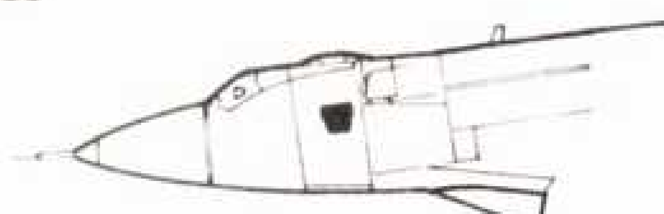


F-4B - U.S. Navy
- U.S. Marine Corps
F-4C - U.S. Air Force
- Ejército del Aire
(el elemento indicado con línea de puntos se encuentra en algunos F-4B)

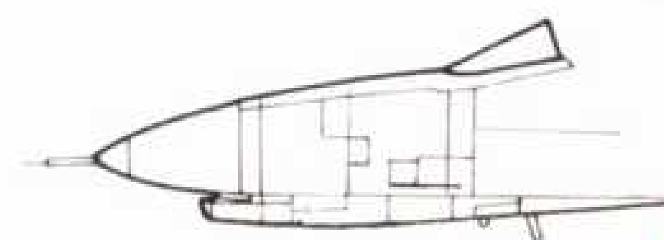


F-4D - U.S. Air Force
- Imperial Iranian Air Force
- Republic of Korea Air Force
F-4J - U.S. Navy
- U.S. Marine Corps
F-4K - Royal Navy
F-4M - Royal Air Force
(el elemento indicado con línea de puntos se encuentra en algunos F-4D)

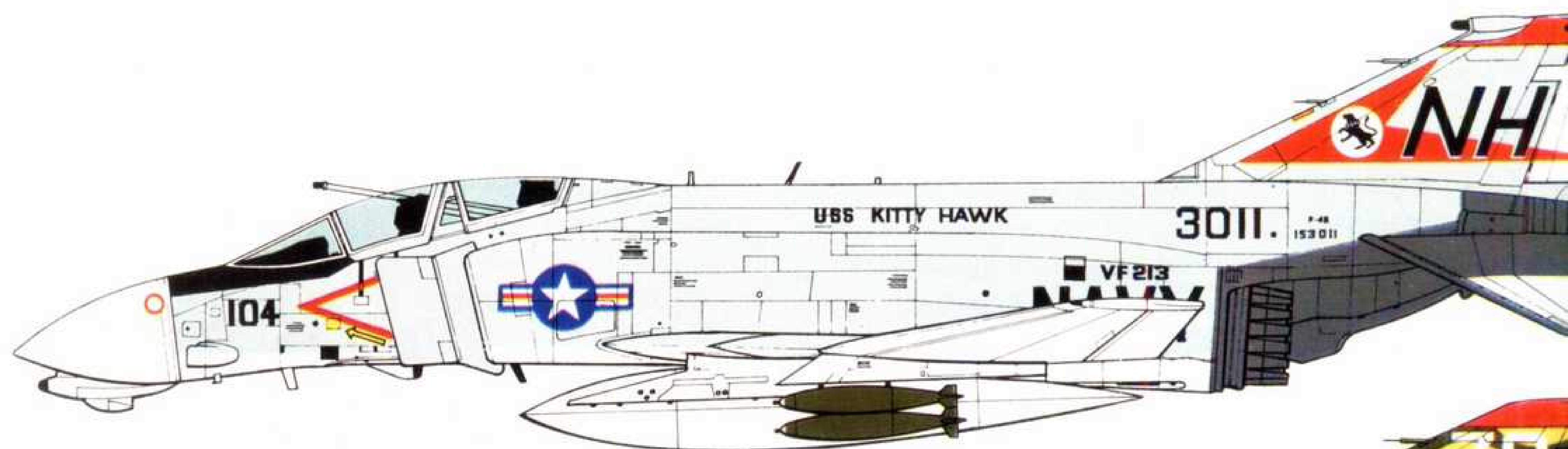




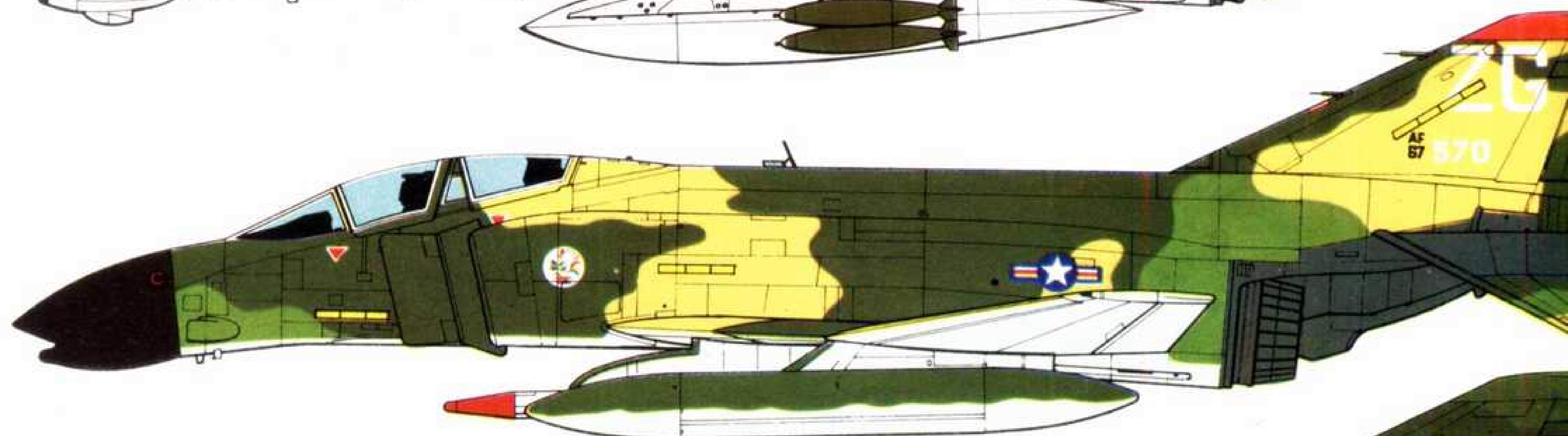
RF-4B - U.S. Marine Corps
RF-4C - U.S. Air Force
RF-4E - Luftwaffe
- Heil Ha' Avir



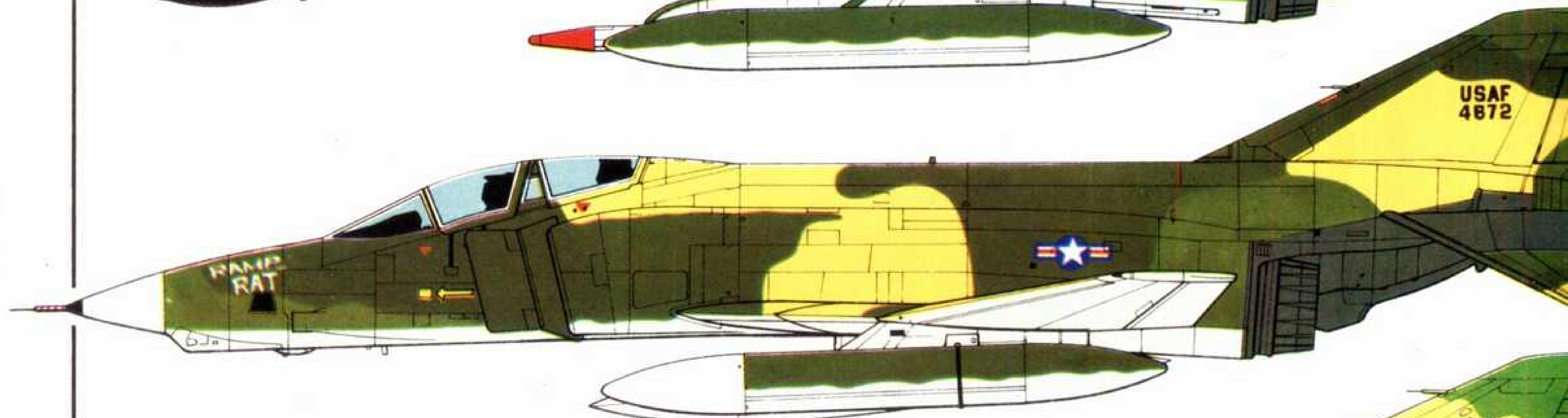
F-4E - U.S. Air Force
- Heil Ha' Avir
- Royal Australian Air Force
- Imperial Iranian Air Force
- Turk Hava Kuvvetleri
- Helleniki Aeroporia
F-4EJ - Koku Jeitai
F-4F - Luftwaffe



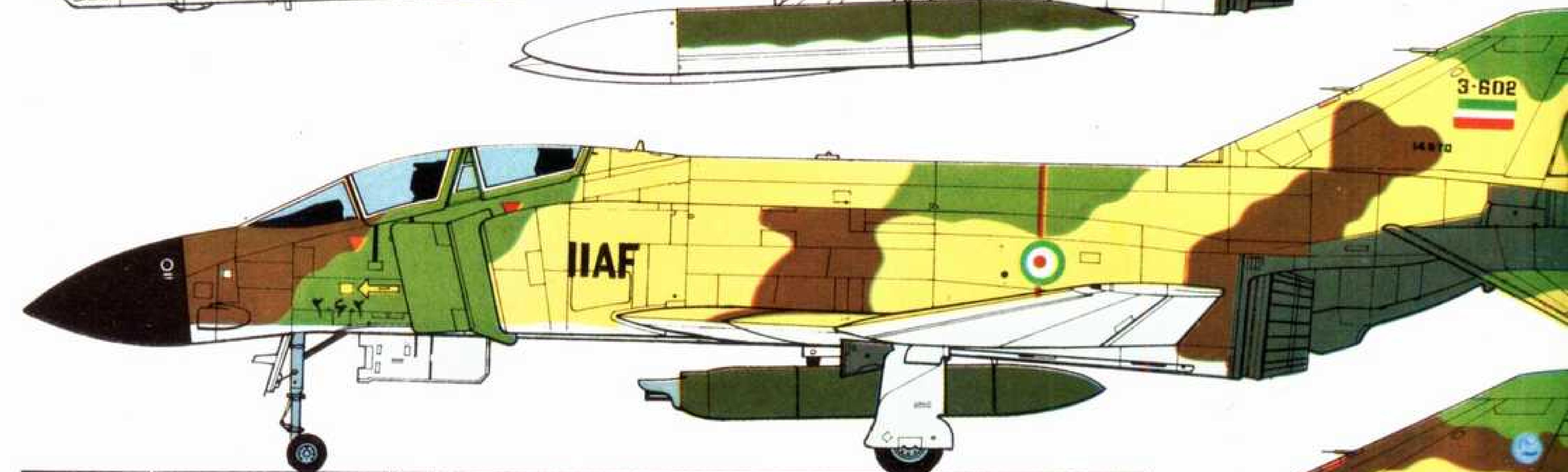
F-4B perteneciente al Squadron VF-213 "León Negro" embarcado en el portaaviones Kitty Hawk y destinado a misiones de combate sobre la República Democrática de Vietnam del Norte en 1968. Obsérvese la configuración especial del extremo de la deriva (que aloja ECM pasivas, instrumentos para contramedidas electrónicas) y la varilla extensible para el reabastecimiento en vuelo, situado en la derecha de la cabina



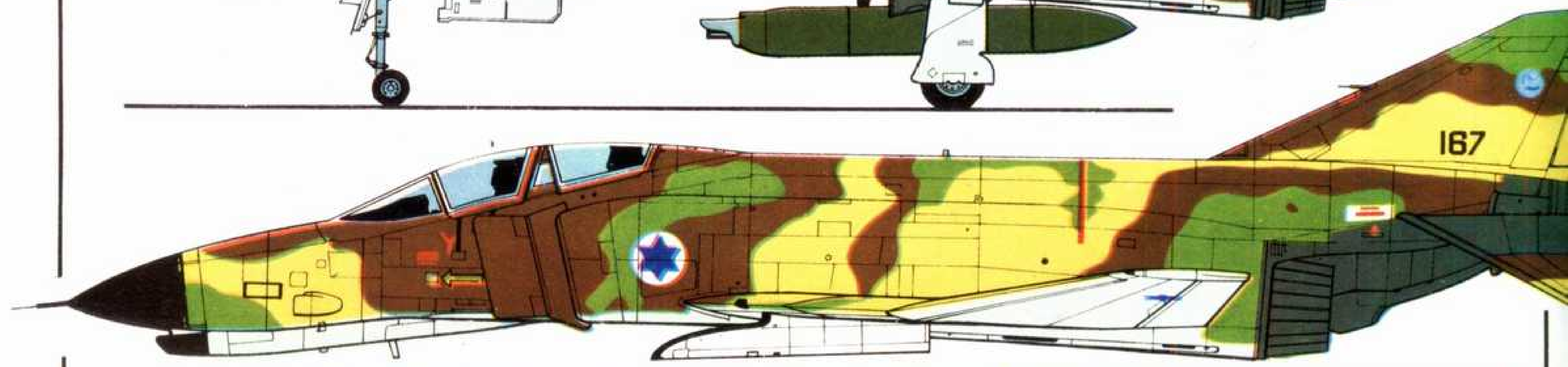
F-4C del 67 TFS (Tactical Fighter Squadron), 18a. TFW (Tactical Fighter Wing) de la USAF. Se observa la boca de la tobera dorsal para el reabastecimiento en vuelo en posición abierta



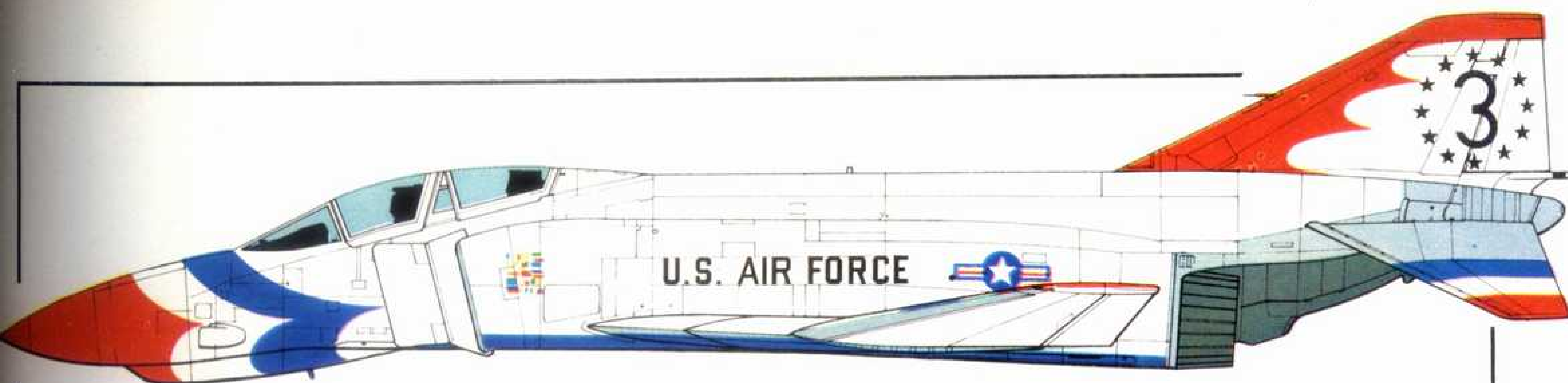
RF-4C perteneciente al 32 TRS (Tactical Reconnaissance Squadron), 10a. TRW (Tactical Reconnaissance Wing) de la USAF. Este ejemplar está bautizado como "Ramp Rat"



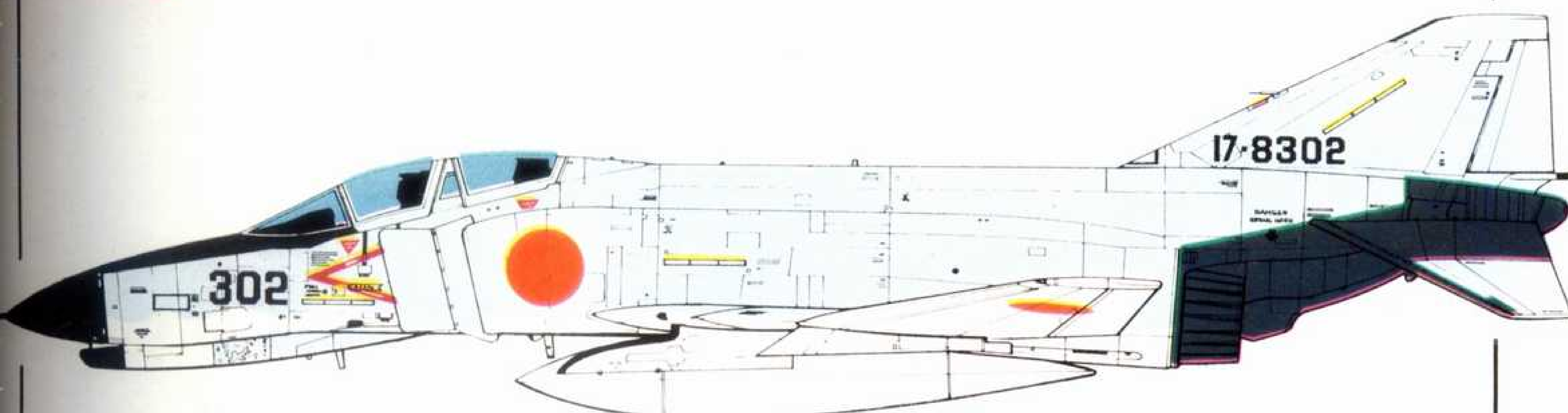
F-4D (matrícula 14970) del 306 escuadrón de caza de la aviación imperial iraní (IIAF). El avión está equipado con cañón de 20 mm Vulcan de cañas rotativas dispuesto en posición central en el contenedor tipo SUU-23/A



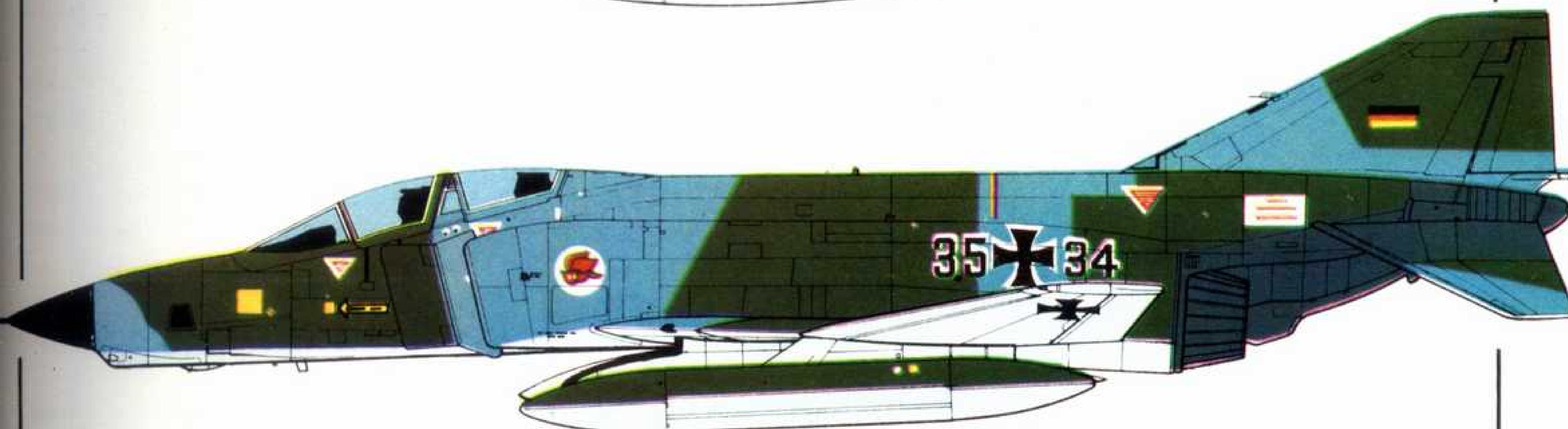
F-4E perteneciente a la Heil Ha'Avir del Estado de Israel. Esta versión está equipada con cañón de cañas rotativas M-61A-1 Vulcan, alojado debajo de la trompa



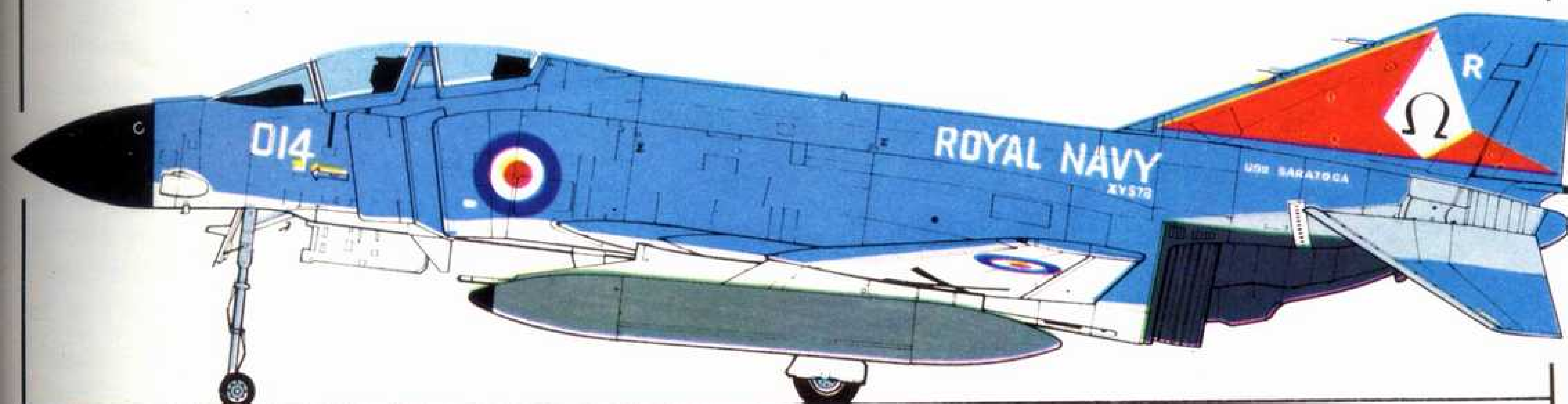
F-4E modificado, que perteneció a la formación acrobática oficial de la USAF, el 452 ADS (Air Demonstration Squadron) "The Thunderbirds", en el esquema de coloración 1972-1973. Actualmente esta formación está equipada con T-38A "Talon"



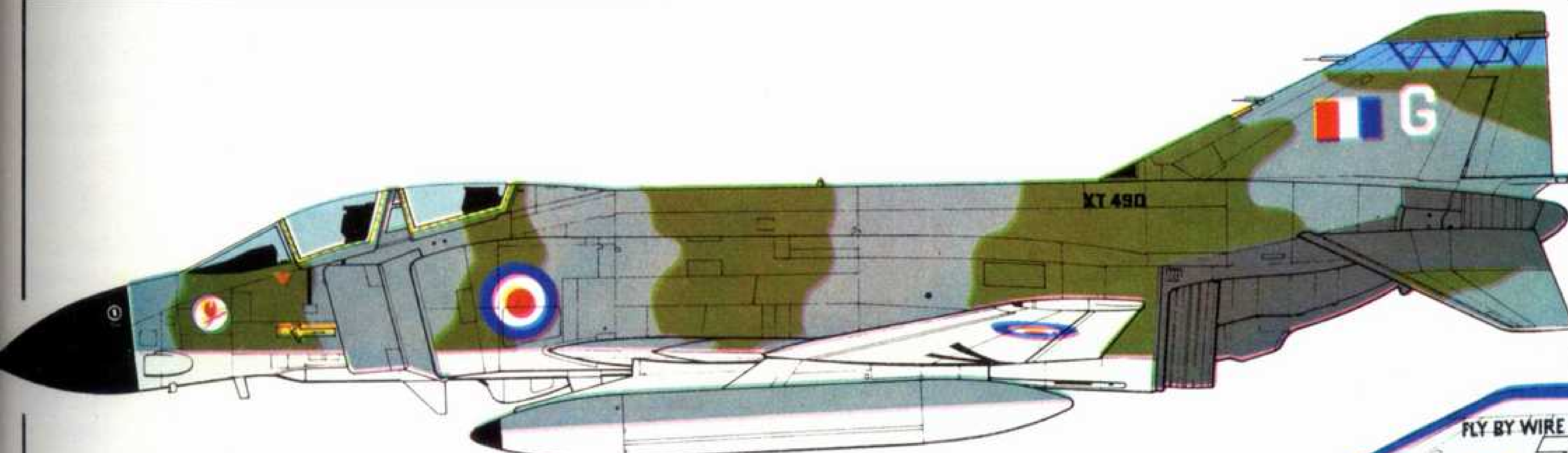
F-4EJ perteneciente a la 302a. unidad de caza tácticos de la Koku Jeitai (Fuerza Aérea de Autodefensa) japonesa. Obsérvese el depósito suplementario desenganchable dispuesto en posición central



RF-4E del Aufklärungsgeschwäder 51 "Immelmann", de la Luftwaffe. El avión está equipado para misiones de reconocimiento de larguísimo alcance



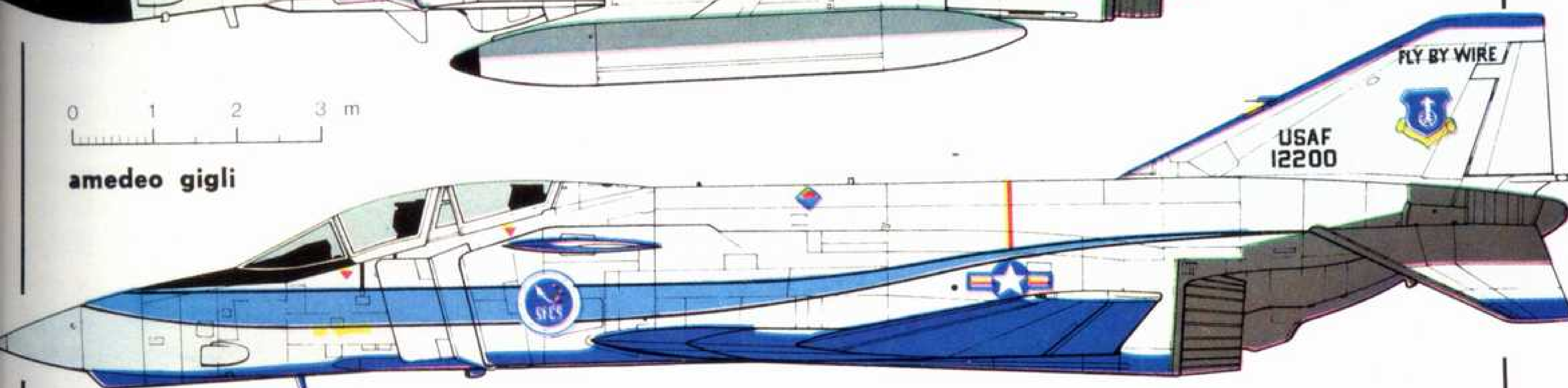
F-4K (F.G.R.Mk.1) perteneciente al 892 Squadron de la Fleet Air Arm, embarcado en el Ark Royal. La posibilidad de extensión del parante anterior del tren de aterrizaje es una de las características más salientes de los Phantom F-4K/M. Obsérvese la escritura en la cola USS Saratoga, evidentemente debida a un "Squadron exchange" (hermandad) entre unidades inglesas y americanas durante un ejercicio



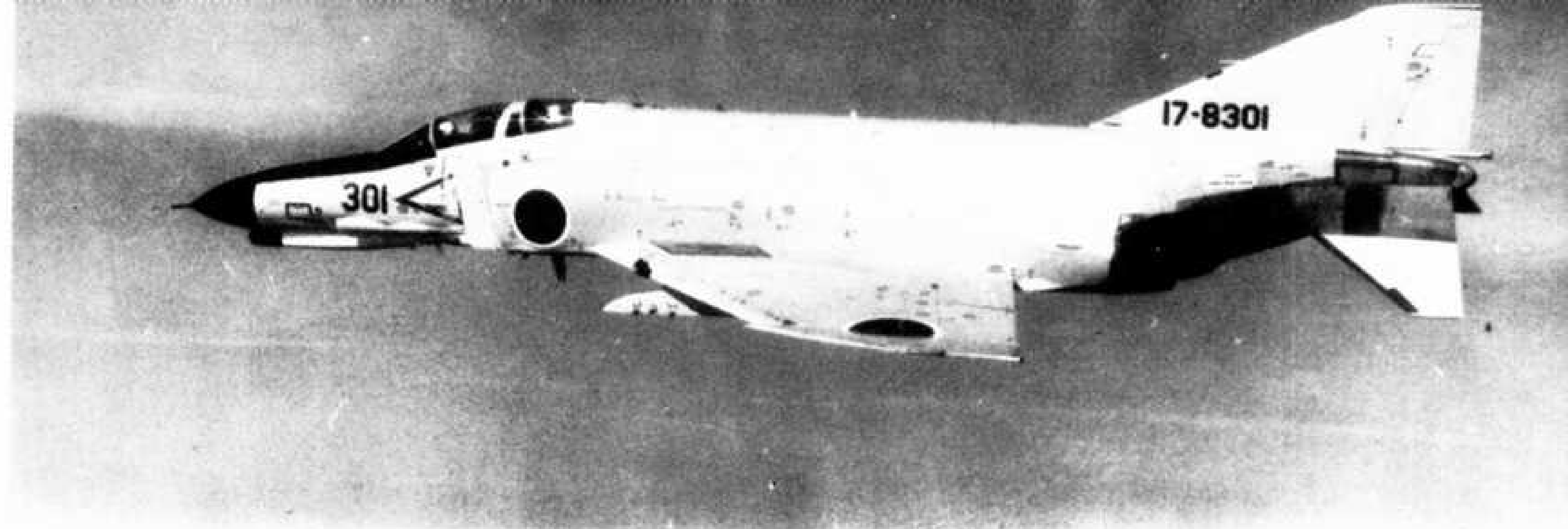
F-4M (F.G.R.Mk.2) del 6° Squadron de la RAF en el sudeste de Asia (elemento inglés de la ANZUK Forces), con asiento en Tengah (Singapur)

0 1 2 3 m

amedeo gigli



(Y)F-4E-CCV. Se trata de un F-4E experimental, caracterizado por los comandos "Fly-by-wire" y por el agregado de un empenaje horizontal canard; fue empleado en el Air Force Systems Command en el marco del programa "Control Configured Vehicle". La superficie alar suplementaria de 3,71 m^2 tiene una incidencia variable al empinarse de 0° a 20






En orden descendente: un pasaje a baja velocidad de la patrulla acrobática "The Thunderbirds", equipada con F-4E modificados. El primero de los 104 F-4EJ de la aviación japonesa del 201 Squadron que fue provisto del avión en 1973. Decolaje de uno de los 24 F-4E prestados a la aviación australiana que dotó de ellos a los Squadron 1° y 6°. Detalle de los "slats" de maniobra aplicados retroactivamente en los F-4E, en prueba en un Phantom experimental a comienzos de 1974. El avión está provisto del aparato anticolisión EROS, aplicado debajo del fuselaje. Fotografiado en St. Louis, antes de la entrega, uno de los 60 (más 48 en reserva) RF-4E destinados a los Aufklärungsgeschwädern 51 y 52. Arriba, derecha, un F-4E del 469 Squadron, 388a. Tactical Fighter Wing, armado con misiles, bombas y con el depósito ventral

do frontal, y poseen asientos eyectables Martin-Baker. Los dos miembros de la tripulación disponen de equipo para la inhalación de oxígeno, que desemboca en un depósito con una capacidad de 10 litros de oxígeno líquido.

Su evolución

Después de los primeros 23 F-4A de preserie, en los cuales se experimentaron diversas configuraciones de los empenajes, técnicas para la refrigeración del flujo de aire que llegaba a los reactores y que tuvieron comúnmente trompas más perfiladas que los futuros Phantom II de serie y que los siguientes 24 F-4A destinados al entrenamiento, la primera versión del birreactor McDonnell fabricada en grandes series fue aquélla de caza todo tiempo F-4B, fabricada en 635 ejemplares para la U.S. Navy y el U.S. Marine Corps. A ésta siguió la F-4C, que entró en servicio en noviembre de 1963 para misiones de superioridad aérea, apoyo táctico e interdicción, y suministrada en 583 ejèmplares a la USAF, que pasó 36 de éstos a la aviación española. El avión pasó a ser de doble comando, con arranque de los reactores por cartucho, ruedas y frenos aumentados e instalaciones de armamento más numerosas, que comprendían tres contenedores subalares, cada uno con un cañón Vulcan de 20 mm con seis cañas rotativas y 1100 proyectiles.

Similar al anterior, el F-4D que entró en servicio en marzo de 1966 se caracteriza por mayor capacidad como avión de ataque, por un radomo más voluminoso y por la desaparición del sensor de infrarrojo. En total fueron entregados 50 ejemplares de este avión a las aviaciones iraní y surcoreana. El F-4E, basándose en la experiencia operativa en el sudeste asiático, recibe un cañón de 20 mm con seis cañas Vulcan M-61A-1, aparatos de radar más perfeccionados y depósitos internos de mayor capacidad, mientras que el F-4G, realizado solamente en 12 ejemplares, es un F-4B modificado para tareas de radioenlace, y utilizado por la U.S. Navy a partir de 1966. También es un derivado del F-4B el F-4J, en consignación en las unidades de la U.S. Navy y de los Marines, llevado a condiciones óptimas como avión de interceptación pero utilizable también para el ataque a tierra, con hipersustentadores de mayor superficie, alerones que pueden bajarse 16°30' en la fase de aterrizaje, y en el cual aparece la aleta fija en el borde de ataque del empenaje horizontal, para permitir el aprovechamiento a fondo de las características de sustentación del avión a las mínimas velocidades.

La misma solución es adoptada también en los F-4K y F-4M de la Royal Navy y la RAF británicas, propulsados por el doble flujo Rolls-Royce RB.168-25R Spey. Estos motores, con empujes más elevados y consumos específicos más reducidos que aquéllos del J79, permiten mejores performances de trepada y alcance, pero una velocidad máxima menor a causa tanto de la mayor resistencia aerodinámica de las tomas de aire, de mayor sección, como de las limitaciones de temperatura del compresor en el vuelo a velocidades netamente supersónicas.

Las versiones de reconocimiento RF-4B, RF-4C y RF-4E (esta última en consignación en la Heil Ha'Avir y la Luftwaffe) son identificables por la trompa más larga en la cual están alojados las cámaras fotográficas y los aparatos electrónicos, mientras que los QF-4B, F-4EJ, F-4F y F-4N son, respectivamente, los F-4B trasformados en blancos radiodirigidos por cuenta de la U.S. Navy, los F-4E adoptados por las fuerzas armadas niponas, los caza de la aeronáutica militar alemana (con hipersustentadores anteriores utilizables para incrementar la maniobrabilidad del avión en combate), y los 178 F-4B de la U.S. Navy que fueron modernizados radicalmente a partir de 1973.

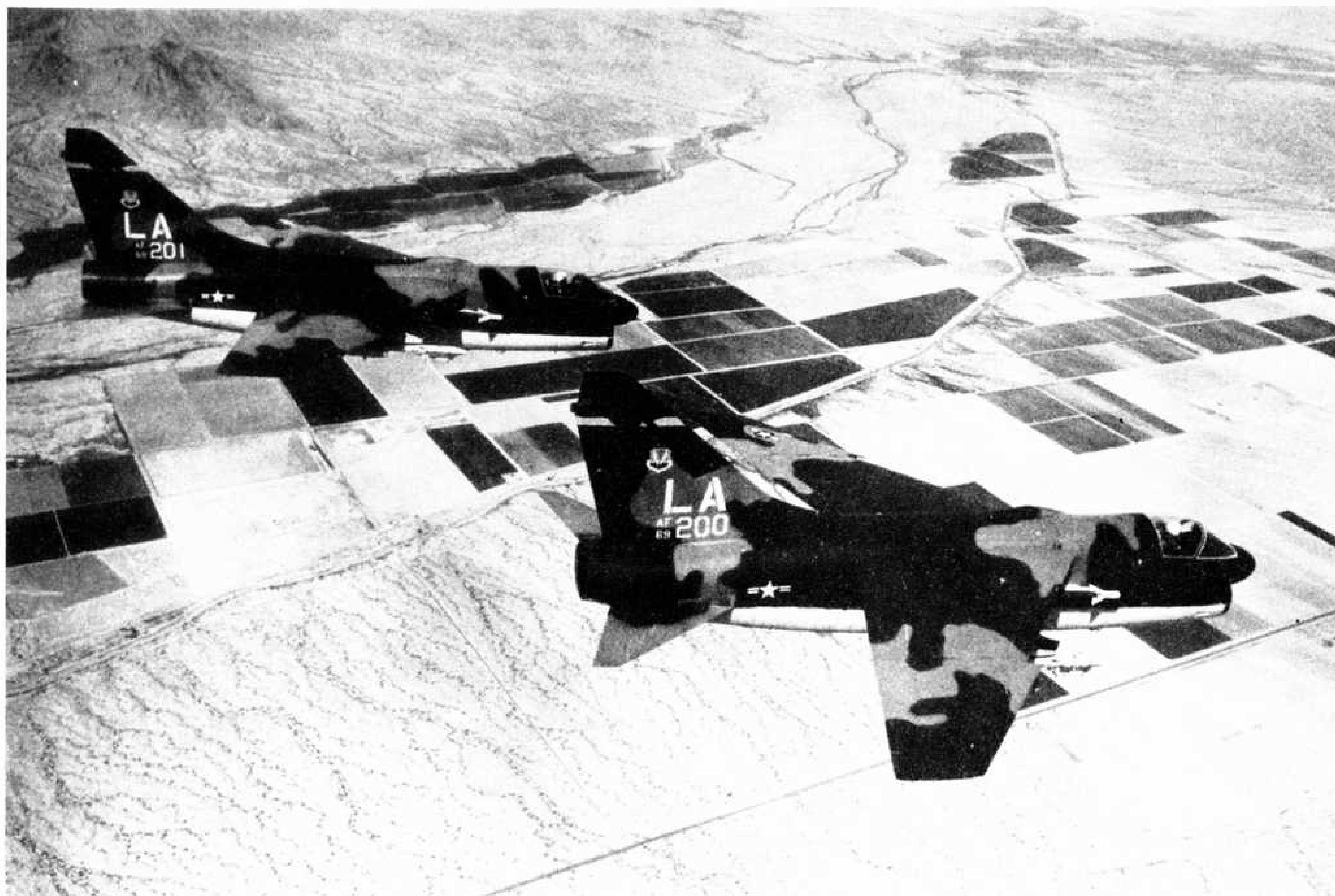
Su empleo

El Phantom II fue el más importante avión bélico empleado por las fuerzas estadounidenses en el sudeste de Asia, donde su capacidad de carga fue utilizada para el ataque a objetivos de superficie, mientras que sus características de aceleración y velocidad le aseguraron una neta superioridad respecto de los aviones que se le opusieron. Suministrado a las fuerzas aéreas australiana, griega, turca, iraní e israelita, el F-4E desempeñó, con los colores de esta última, un papel importantísimo en las operaciones aéreas de la guerra de los seis días y en la del Kippur, aun revelándose en esta última muy vulnerable a las defensas antiaéreas enemigas.

En diciembre de 1959, el Phantom II había conquistado los records absolutos de velocidad y altura, con 2585,425 km/h y 30040 m, respectivamente, y, el 28 de agosto de 1961, cubriendo a menos de 100 m de altura la base reglamentaria de 3 km a 1452,777 km/h, había establecido un espectacular record mundial de velocidad a baja altura. Entre el 21 de febrero y el 12 de abril de 1962, el F-4B conquistaba, por último, una serie de records de velocidad de trepada, llegando a 12000 m, 20000 m y 30000 m, en 1'17"14, 2'58"50 y 6'11"43, respectivamente.

El Phantom II fue utilizado, por último, como avión experimental para la prueba de técnicas antichoque y de sistemas de control especialmente avanzados, como aquél basado en el empleo de accionadores de las superficies de control comandados eléctricamente *(Fly-by-wire)*, y aquel que ha visto el agregado de un pequeño plano canard en el (Y)F-4E-CCV, destinado a probar las posibilidades de los aviones con configuración definida por las exigencias de controlabilidad.

L.T.V. A-7 Corsair II



Dos A-7D (izquierda) del 310 Tactical Fighter Training Squadron de la 58a. Tactical Fighte Wing con base en Luke, durante una maniobra sobre el desierto de Arizona (USAF). Abajo, en orden descendente: uno de los dos A-7A que cruzaron el Atlántico, sin escala ni reabastecimiento en vuelo desde Patuxent River en Evreux (Francia), fotografiado en la Exposición de París de 1967 después de la empresa (Archivo Alata). El tercer ejemplar de los siete A-7A de preserie decolando desde el aeropuerto de la firma, en Dallas, co dos depósitos de 1 130 litros y 24 bombas inertes de 125 kg (Archivo Catalanotto). La facilidad de inspección y mantenimiento del Corsair II es puesta en evidencia en esta fotogra de uno de los primeros A-7A (Archivo Catalanotto)

CARACTERÍSTICAS		A-7A	A-7B	A-7D	A-7E
Envergadura	m	11,805	11,805	11,805	11,805
Largo total	m	14,059	14,059	14,059	14,059
Altura en tierra	m	4,928	4,928	4,877	4,930
Superficie alar	m²	34,838	34,838	34,838	34,838
Peso vacío	kg	7 214	—	8 735	8 390
Peso total máximo	kg	14 742	—	—	—
Peso total con sobrecarga	kg	17 236	—	más de 19 051	—
Combustible interno	kg	4 589	4 589	5 394 (1)	4 589
Carga máxima de combustible	kg	9 178	9 178	9 178	9 178
Carga bélica máxima	kg	6 804	6 804	6 804	6 804
Carga alar en el decolaje	kg/m²	426	—	—	—
Radio de acción normal	km	1 126	—	805	—
Carga bélica correspondiente	kg	1 633	—	2 976	—
Alcance máximo de traslado	km	6 437	—	más de 4 800	más de 4 800
Decolaje con obstáculo de 15,24 m (2)	m	1 788	—	1 768	—
Aterrizaje con obstáculo de 15,25 m (3)	m	1 431	—	—	—
Velocidad máxima sin cargas externas	km/h	1 094 (4)	—	1 123 (4)	—
Número de Mach correspondiente		0,91	—	0,93	—
Velocidad máxima con cargas externas	km/h	930 (4)	—	1 008 (4)	—
con cargas externas correspondientes a	kg	—	'—	2 976	—
Velocidad de aproximación	km/h	225	—	225	—
Velocidad máxima de trepada a cota 0	m/seg	—	—	50,7 (5)	—
Motor tipo		P.&W. TF30-P-6	P.&W. TF30-P-8	Allison TF41-A.1	Allison TF41-A.2
Empuje máximo en el decolaje	kg	5 150	5 535	3 465	6 840
Consumo específico correspondiente	kg/kgh	—	—	0,633	0,664

(1) De los cuales eran utilizables 4 360 kg; (2) con el peso máximo en el decolaje; (3) con el peso máximo en el aterrizaje; (4) a la altura de 1 524 m; (5) evaluada sobre la base de datos suministrados por la casa constructora.

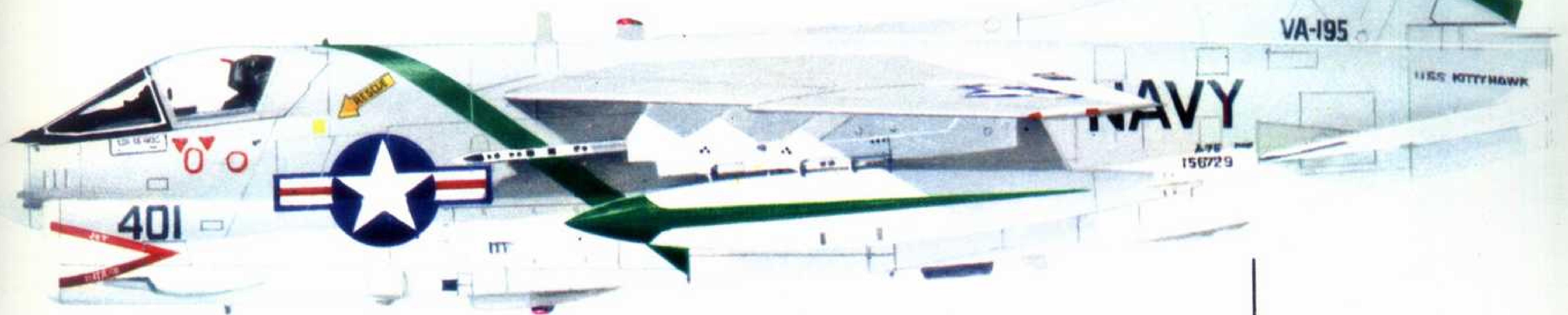








A-7E Corsair II perteneciente al Squadron de ataque 195 "Dam Busters" de la 11a. Carrier Attack Wing, embarcada en 1970 en el portaaviones Kitty Hawk; el avión está representado como apareció en ese año en la muestra aeronáutica de Farnborough en Inglaterra. A los pilones externos están aplicados dos depósitos auxiliares que llevan el color (verde oscuro) de la banda diagonal del fuselaje, típica del VA-195, cuya insignia —águila de mar— figura en el timón, donde la sigla NH indica la 11a. Wing de ataque embarcada.
En la vista lateral en tierra se muestra la extensión de las ruedas en vuelo (véanse las flechas) y del gancho de detención, como también la posición extraída de la varilla para el reabastecimiento en vuelo (ilustrada también en la vista en planta desde abajo) y la capacidad de repliegue de las semialas, visible también en la vista frontal. El empenaje horizontal se muestra en las posiciones extremas de incidencia negativa y positiva en la vista de perfil en vuelo y en tierra, respectivamente.
La coloración es aquella característica de la aviación naval estadounidense, con las superficies superiores en "dove grey" (gris paloma opaco) y las inferiores en "glossy white" (blanco leche brillante)



0 1 2 3 m

pino dell'orco

Derecha en orden descendente: fotografiado durante una exhibición un A-7A con seis depósitos externos (Archivo Alata).
Con fines demostrativos, este A-7A lleva una variedad de misiles que comprende (desde los soportes internos hacia la parte externa) los Sidewinder, los Bullpup B, la bomba planeadora televideodirigida Walleye Mk.1 y los Shrike (Archivo Bignozzi).
Escoltando a un avión de reconocimiento fotográfico RF-8G "Crusader", dos A-7D de las dos unidades (VA-15 y VA-212) de la 6a. Carrier Wing (identificada por las siglas AE) a la cual pertenece también el Crusader, que operaba en el Roosevelt en el Mediterráneo, en 1970 (Archivo Bignozzi).
Aquí abajo: el Corsair II empleado en el Naval Missile Center de Point Mogu (California), en diciembre de 1974, para las pruebas en vuelo del sistema de propulsión LVRJ (Low Volume Ram-Jet) destinado a los nuevos misiles de la marina (Archivo Bignozzi).
Más abajo: el prototipo (matrícula AF67-14582) del A-7D volando con una carga de 28 bombas Mk.81 (Archivo Bignozzi)











Durante mucho tiempo se consideró que los aviones proyectados para el empleo en los portaaviones debían resultar fatalmente tan apremiados por las exigencias del mismo empleo, que se revelarían inferiores a los terrestres de igual tipo. Sin embargo, ya desde la Segunda Guerra Mundial varios caza embarcados, desde el japonés Zero al americano Corsair, demostraron la falta de fundamento de esta afirmación. En tiempos más recientes, aviones nacidos por especificaciones navales, como por ejemplo el Phantom II, terminaron convirtiéndose en lo mejor que podía pedirse de una fuerza aérea; entre éstos figura el Corsair II, que alteró también duramente otro preconcepto: el de la superioridad del avión de empleo múltiple respecto del avión especializado en una sola tarea. En efecto, el pequeño y compacto avión de la Ling-Temco-Vought nació como avión de ataque puro, exaltando todas las características necesarias para tal empleo, desde el blindaje hasta la provisión de equipos electrónicos de navegación y puntería de las bombas, del motor a las instalaciones de armamento y a la facilidad de inspección y mantenimiento. Se obtuvo un aparato perfectamente apto para su tarea, de excepcional eficacia al descargar importantes cargas ofensivas sobre el blanco con extraordinaria precisión y con un alto grado de supervivencia a la artillería antiaérea enemiga, aun a considerables distancias, y con un costo no excesivo.

Su técnica

El Corsair II es un monorreactor de ala alta, monoplaza, con tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y empenaje de una sola deriva, con el plano horizontal bajo.

El fuselaje está constituido por tres elementos principales: el anterior, que comprende el radomo, el puesto de pilotaje, el armamento de tiro, la toma de aire y el elemento anterior del tren de aterrizaje; la sección central, unida estructuralmente a la sección central del ala y que contiene los compartimientos del tren de aterrizaje posterior y el motor, y lleva en el vientre el freno aéreo; y la sección de popa, en la cual están aplicados los empenajes. La estructura del fuselaje, semimonocasco con revestimiento en lámina reforzada por larguerillos longitudinales y diafragmas, más las cuadernas resistentes, posee una superabundancia de elementos resistentes que asegura la integridad del conjunto, aunque gravemente dañado por la ofensiva antiaérea.

Los mismos principios dictaron la construcción del ala, basada en un resistente cajón de doble larguero con revestimiento de considerable espesor, especialmente abundante en los empalmes entre la sección central alar y las semialas replegables para su alojamiento en los portaaviones (característica que quedó, como el gancho de detención, en los Corsair II de la USAF).

El ala presenta un diedro negativo de 5° y una flecha de 35° en el primer cuarto de las cuerdas, con "diente de sierra" en el borde de ataque, móvil en toda la envergadura para formar el hipersustentador anterior, que se suma a los amplios hipersusten-

tadores de ranura que ocupan el borde de salida de la sección central alar: la excursión de estos últimos es de 40°, mientras que las aletas anteriores pueden llegar a 42°; la angulación máxima del freno aéreo ventral es de 60°. Los alerones (angulación máxima ± 25°) ocupan el borde de salida de las semialas externas y son ayudados o sustituidos en caso necesario, por los paneles de los disruptores en el dorso del ala. Aproximadamente a la mitad de la envergadura de los hipersustentadores sobresalen los disruptores, con angulaciones máximas de 60°.

El empenaje horizontal, totalmente móvil, está constituido por dos semiplanos monobloque con fuerte flecha (45° en el cuarto de las cuerdas) y perfil fino, con diedro de 5°25′ y excursión angular de 6,75° en la cabreada y 26,5° en la picada. El empenaje vertical comprende una amplia deriva prolongada desde la aleta dorsal, y el timón, dotado de compensación de membrana. El tren de aterrizaje, de larga carrera y muy resistente, comprende el elemento anterior (que en las versiones embarcadas lleva el gancho de lanzamiento) con dos ruedas una al lado de la otra, giratorio con comando hidráulico, y los dos parantes posteriores de una sola rueda, con estructura de trípode, que se retraen hacia adelante con doble rotación de las ruedas, las cuales se disponen oblicuamente en el fuselaje. El accionamiento del tren de aterrizaje es hidráulico, y las ruedas posteriores están provistas de frenos.

El motor, sin quemador posterior, es siempre del tipo de doble flujo, cuyo reducido consumo específico contribuye a apoyar considerablemente a las características de alcance del A-7. Su reducido volumen permite que éste sea cambiado a través de la sección terminal del fuselaje, sin tener que separar esta sección de la central. En las versiones A y B se utiliza el doble árbol Pratt & Whitney TF-30, en las variantes P-6 de 5150 kg/empuje y P-8 de 5535 kg/empuje respectivamente; en las siguientes versiones D y E, en cambio, lleva el Allison TF-41, también de doble árbol, que representa la edición americana del turbofán británico Rolls-Royce "Spey" en las variantes, A-1 de 6465 kg/empuje y A-2 de 6804 kg/empuje respectivamente. Ambos motores están caracterizados por una considerable elasticidad de funcionamiento, y por una rápida respuesta a la palanca del acelerador: esta última característica es preciosa para un avión destinado a evolucionar a baja altura y a gran velocidad, mientras que la descarga de los mismos relativamente "fría" reduce el peligro de avistamiento por parte de los misiles de rayos infrarrojos. El sistema de puesta en marcha es totalmente independiente de fuentes externas de energía, y el equipo de alimentación desemboca en un conjunto de depósitos internos (que en el A-7D contienen 2725 litros en el espacio obtenido en el cajón de la sección central alar, y 2669 en las seis celdas del fuselaje), a los cuales pueden agregarse hasta 4562 litros en los depósitos externos, y el combustible recibido en vuelo de los aviones cisterna a través del "florete" retráctil en el costado derecho de la proa en los Corsair II navales o, en los terrestres, a través del receptáculo dorsal en el cual se introduce la varilla del avión reabastecedor.

El armamento de tiro se basa, en los A-7A y B, en dos cañones MK-12 de 20 mm con 600 disparos



Detalle de la instalación de las bombas (arriba) a los pilones de un A-7D, en portabombas simples y múltiples (Archivo Bignozzi)

por arma, en los dos costados de la trompa, mientras que en los modelos siguientes hay un solo cañón (del mismo calibre), en el costado izquierdo, el M-61 "Vulcan" de cañas rotativas, de elevadísima repetición de tiro (4000 ó 6000 proyectiles por minuto, a elección del piloto); la posibilidad de disparos es de 1000 para el A-7D y de 1250 para el A-7E. Aplicados en los soportes en los laterales del fuselaje, el Corsair II lleva dos misiles aire-aire con cabeza buscadora de infrarrojo tipo Sidewinder, utilizables para combate, mientras que en los seis pilones subalares puede aplicarse una carga bélica de casi siete toneladas en las más variadas combinaciones de bombas de diverso calibre, contenedores para ametralladoras o cañones, portacohetes, napalm o misiles aire-tierra, o una carga equivalente de combustible en depósitos desenganchables.

El equipamiento electrónico constituye (en especial en las versiones D y E) un conjunto particularmente avanzado, tanto es así que permite que un solo hombre —el piloto— dirija difíciles misiones de gran alcance y a baja altura con cualquier condición de tiempo. Forman parte de éste: una calculadora AN/ASN-91 IBM para la navegación y la dirección del tiro con la elección de las armas más adecuadas; un avanzado sistema de navegación inercial (Singer AN/ASN-90); un radar doppler AN/APN-190; el radar AN/APN-126 con representación visual del terreno sobrevolado y de la situación meteorológica y para el comando televisivo de los misiles Walleye. Un sistema de presentación de datos "de cabeza alta" (*head-up-display*) Elliott AN/AVQ-7, que proyecta los datos en el parabrisas, un sistema de elaboración de datos de vuelo Garrett CP-953, un piloto automático en los tres ejes; una congerie de instrumentos y aparatos de navegación y comunicación, complementan la importante electrónica del Corsair II.

Su evolución

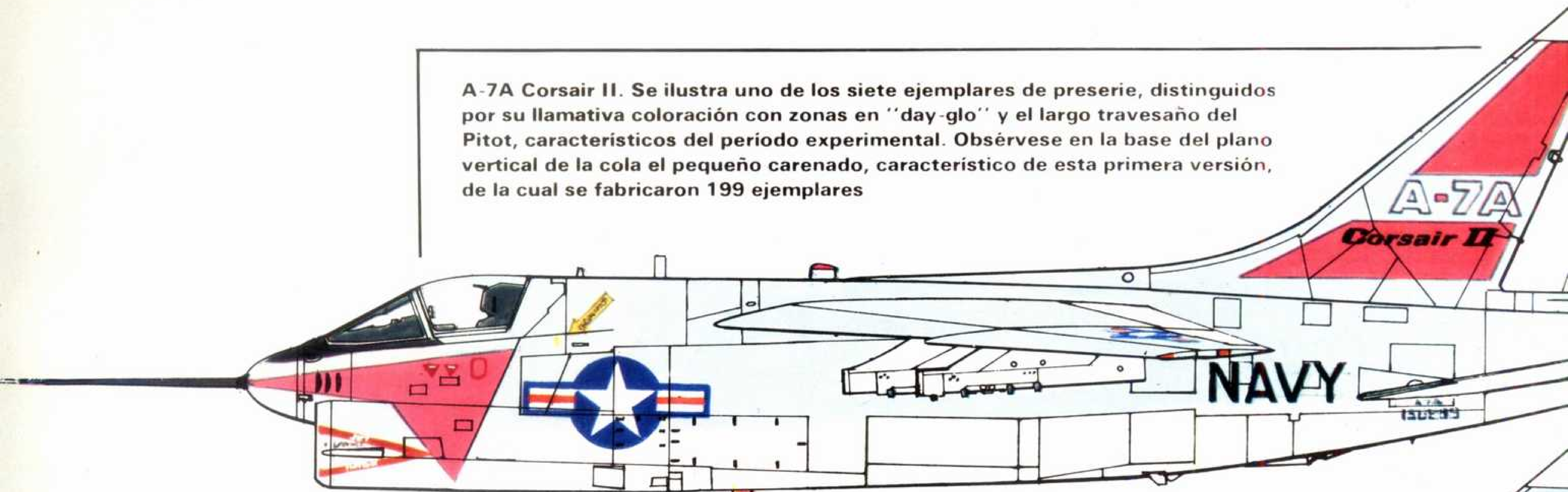
En marzo de 1963, la U.S. Navy abrió un concurso para un nuevo avión de apoyo táctico subsónico capaz de trasportar el doble de la carga ofensiva (y a distancias superiores) respecto del A-4D "Skyhawk", y globalmente cuatro veces más eficaz que éste. Respondieron con varios proyectos las firmas

Abajo: el A-7D matrícula AF-69192 utilizado para las pruebas con el misil Hughes AGM-65A "Maverick en la base aérea Holloman (Nuevo Méjico). Obsérvese la cámara cinematográfica debajo de la punta del ala derecha para las tomas del lanzamiento del misil (Archivo Bignozzi).
Más abajo: un A-7D con seis bomb de 900 kg durante las pruebas en l base aérea Eglin en Florida (USAF)





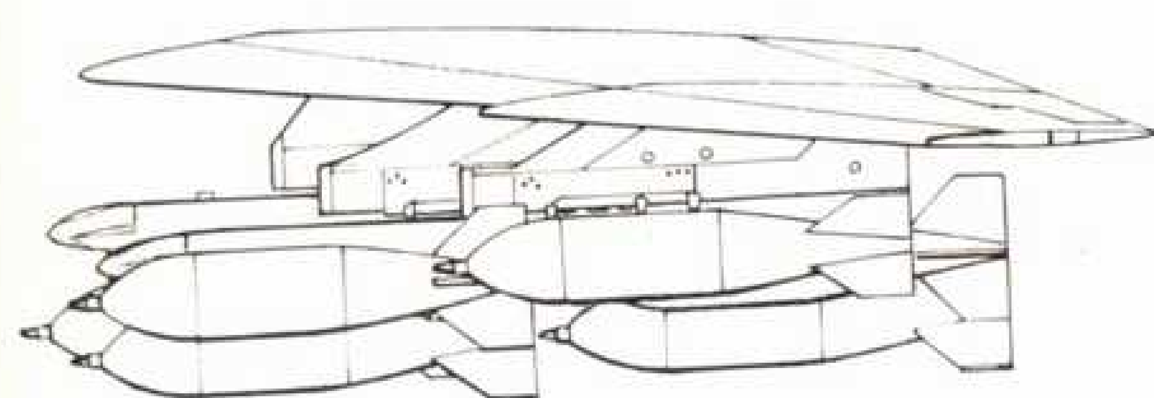
A-7A Corsair II. Se ilustra uno de los siete ejemplares de preserie, distinguidos por su llamativa coloración con zonas en "day-glo" y el largo travesaño del Pitot, característicos del período experimental. Obsérvese en la base del plano vertical de la cola el pequeño carenado, característico de esta primera versión, de la cual se fabricaron 199 ejemplares



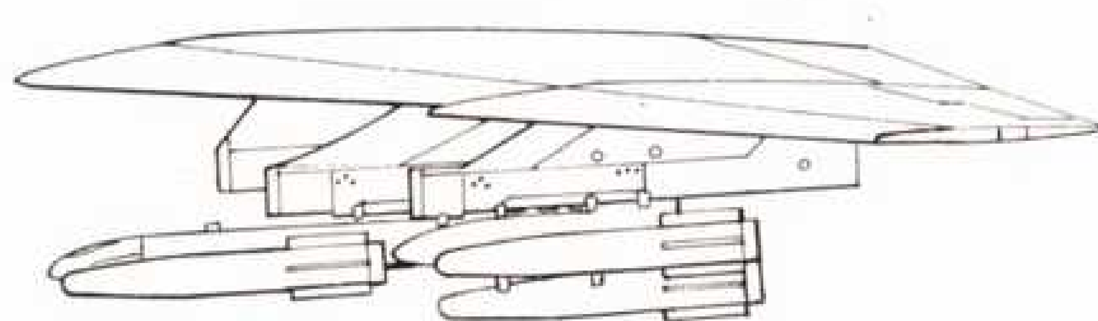
A-7A, matrícula 152664, de la unidad VA-97 "War Hawks" integrante junto con el VA-27 "Royal Maces" de la 14a. Carrier Wing, indicada con la sigla NK y embarcada en 1968 en el portaaviones Constellation



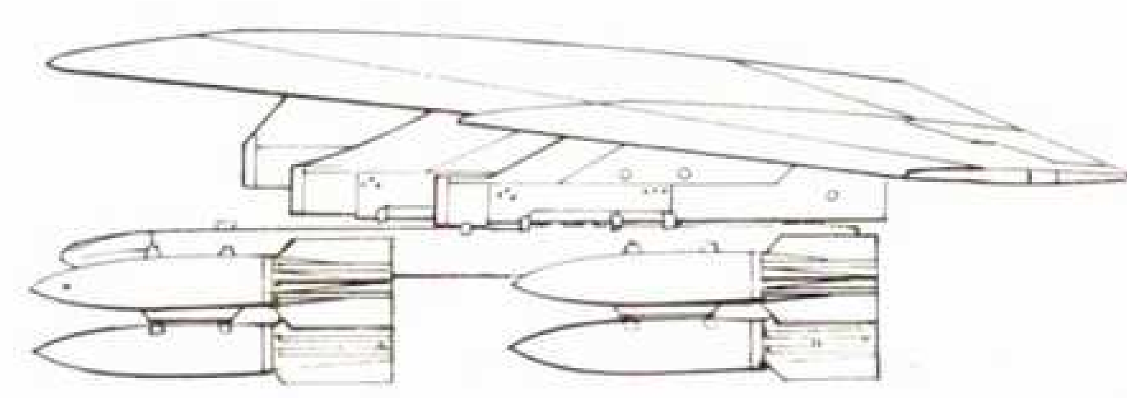
Algunas soluciones para el armamento de caída adaptables al Corsair II



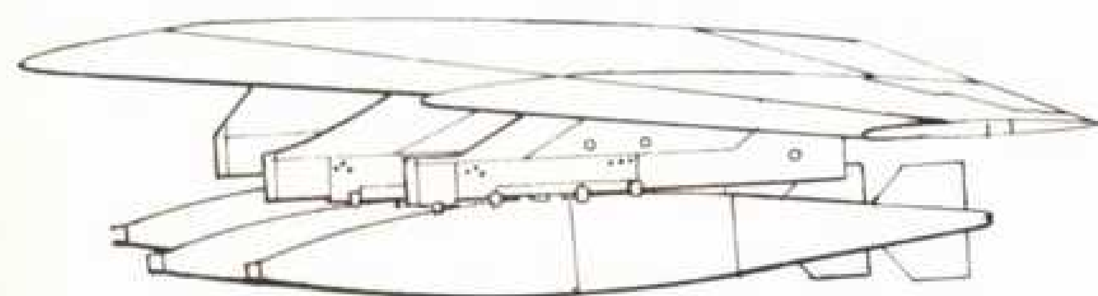
Racimo de bombas de ordenanza de mucho peso



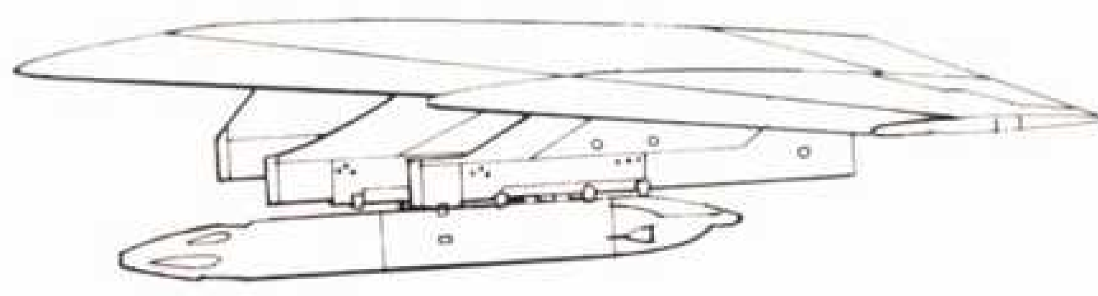
Bombas de ordenanza



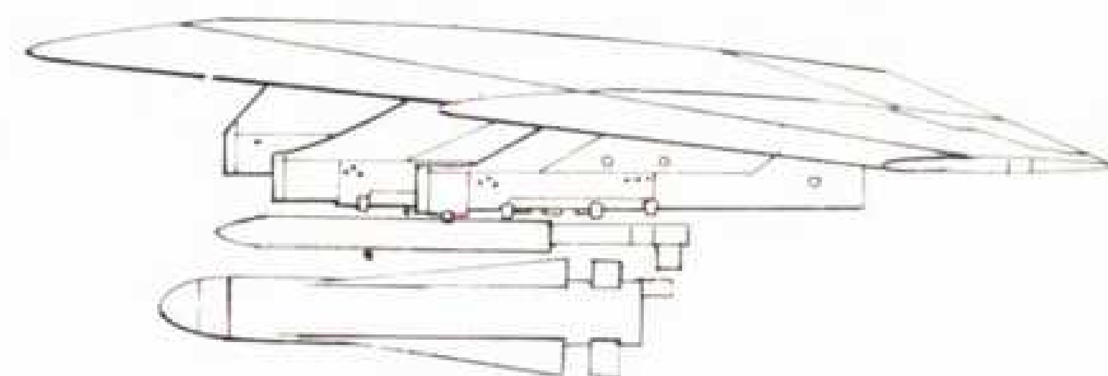
Bombas livianas de ordenanza de 300 libras



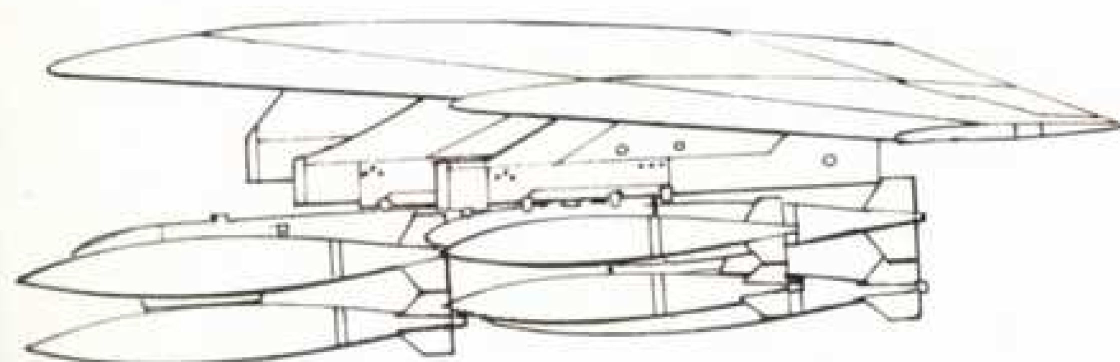
Conjunto de bombas de 2 000 libras



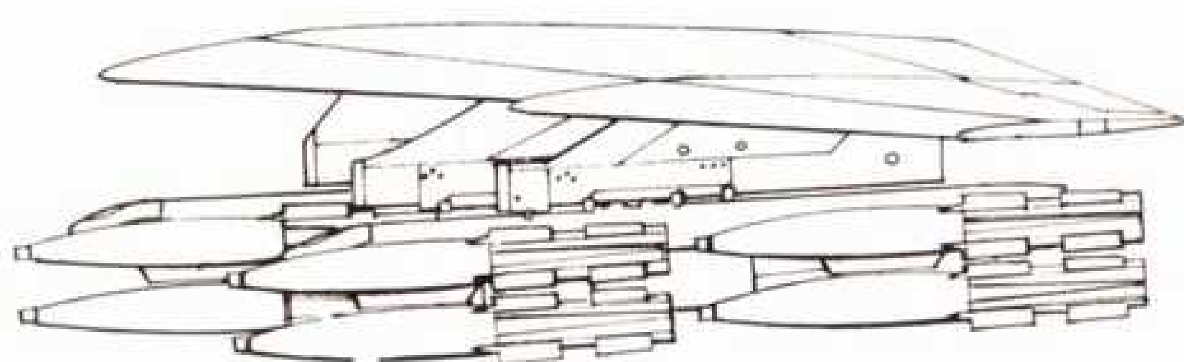
Huso lanzamisiles de calibre mínimo



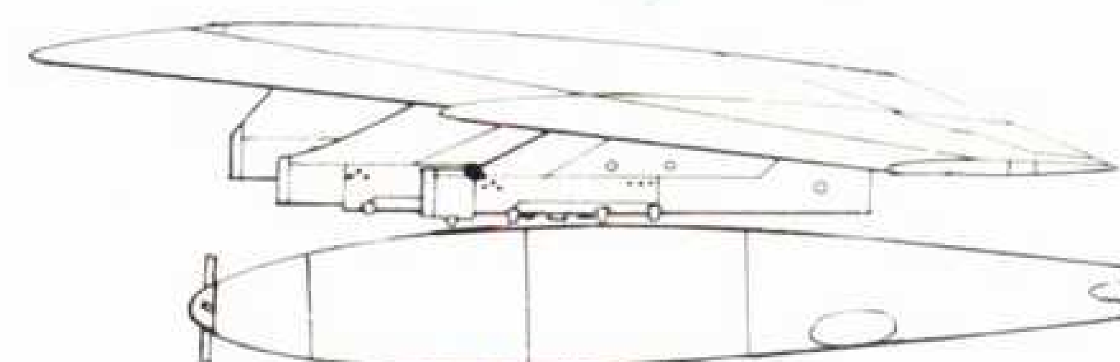
Misil con guiado televisivo, Hughes AGM-65A "Maverick" (indicación gráfica general)



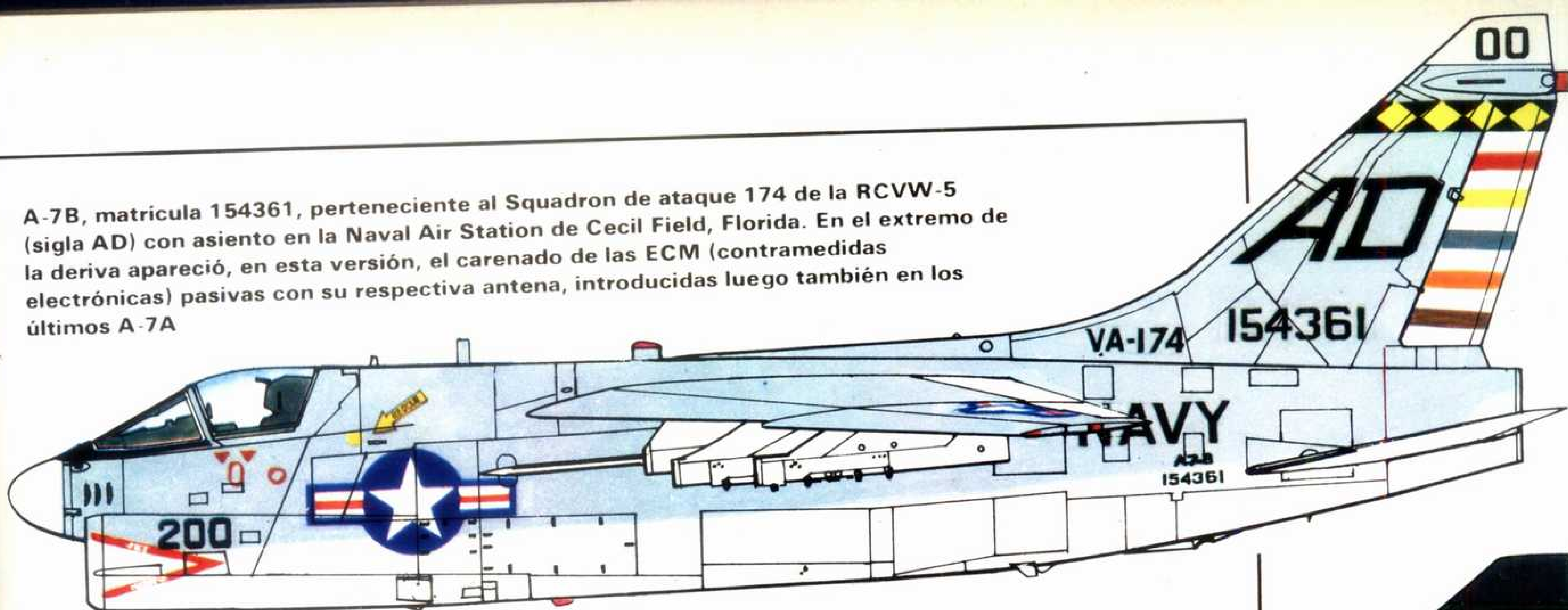
Conjunto de bombas de 1 000 y 500 libras



Racimo de bombas inertes de 260 libras tipo "Snakeye"



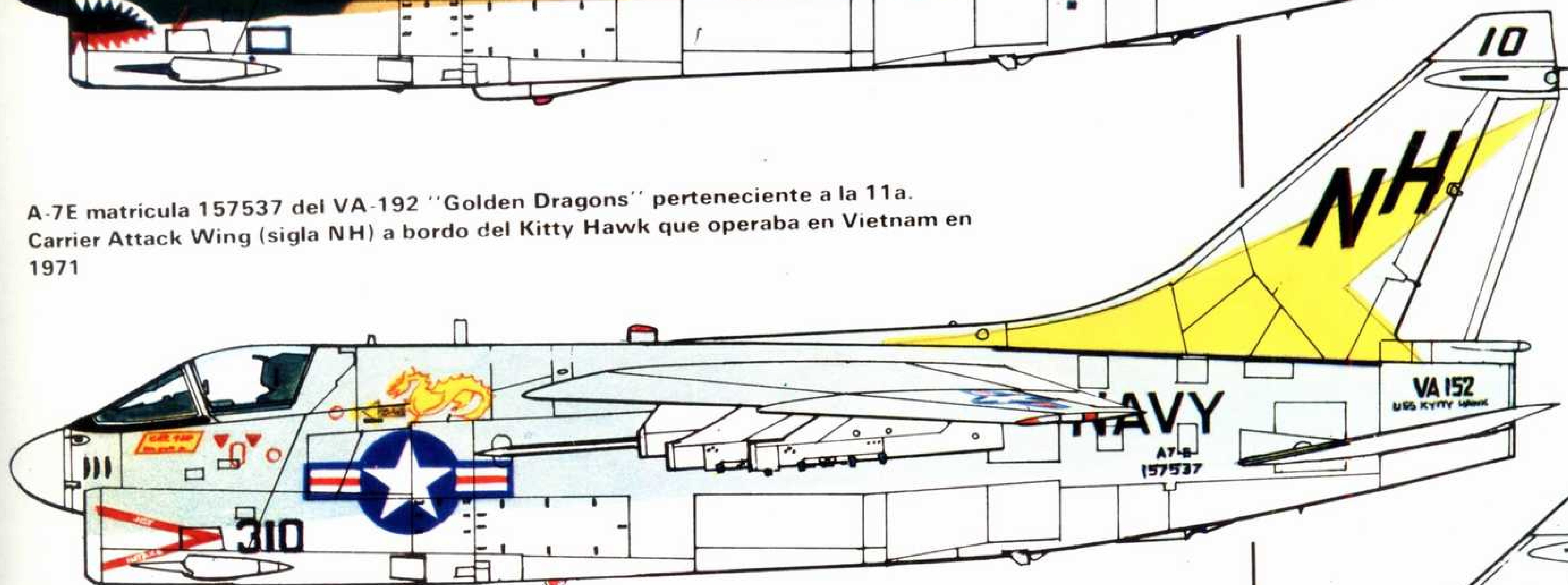
Contenedor de combustible para el reabastecimiento en vuelo



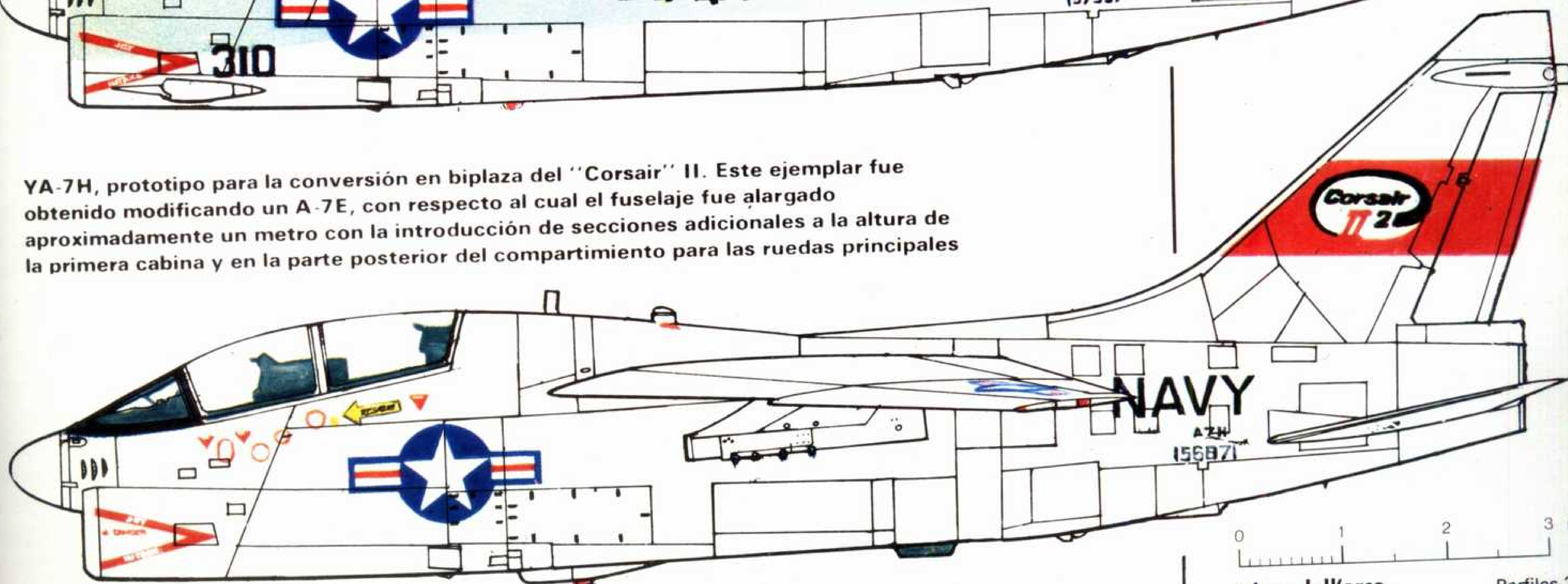
A-7B, matrícula 154361, perteneciente al Squadron de ataque 174 de la RCVW-5 (sigla AD) con asiento en la Naval Air Station de Cecil Field, Florida. En el extremo de la deriva apareció, en esta versión, el carenado de las ECM (contramedidas electrónicas) pasivas con su respectiva antena, introducidas luego también en los últimos A-7A



A-7D, matrícula 67-1971, de la 354a. Tactical Fighter Wing que operaba desde la base tailandesa de Korat a partir de octubre de 1972 para acciones sobre el territorio norvietnamita. La coloración es aquella típica adoptada por la USAF para el teatro operativo del sudeste asiático, con las mini stars. Obsérvese el sistema de reabastecimiento en vuelo, con receptáculo dorsal, que distingue externamente este modelo para la USAF de las versiones para la marina. La 354a. TFW comprendía los Squadron 353 (código MR en la deriva), 355 (MB) y 356 (MN); en la deriva de los aviones se reproducía generalmente el escudo del Tactical Air Command

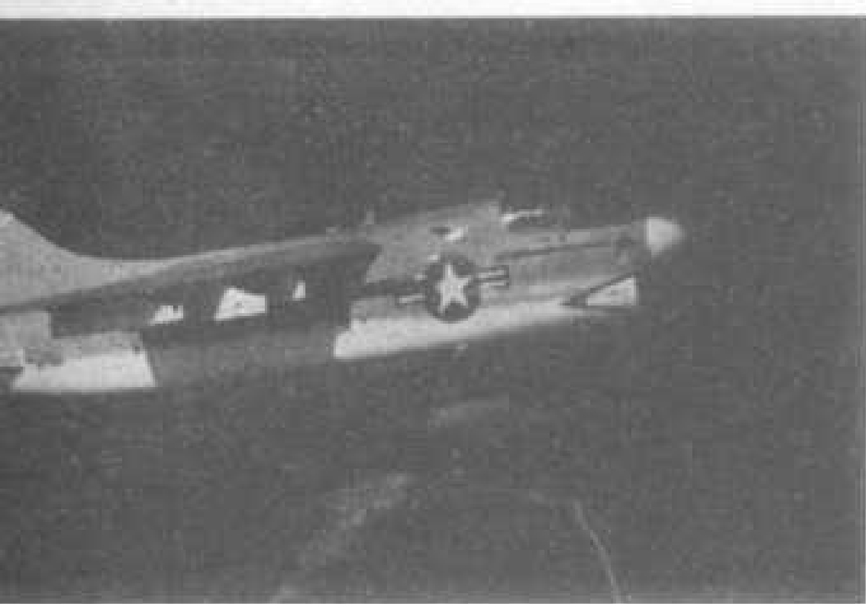


A-7E matrícula 157537 del VA-192 "Golden Dragons" perteneciente a la 11a. Carrier Attack Wing (sigla NH) a bordo del Kitty Hawk que operaba en Vietnam en 1971



YA-7H, prototipo para la conversión en biplaza del "Corsair" II. Este ejemplar fue obtenido modificando un A-7E, con respecto al cual el fuselaje fue alargado aproximadamente un metro con la introducción de secciones adicionales a la altura de la primera cabina y en la parte posterior del compartimiento para las ruedas principales

pino dell'orco









En orden descendente: uno de los primeros A-7E, la versión para la U.S. Navy con el mismo motor adoptado por la USAF para el A-7D. En carreteo en el puente del Kitty Hawk navegando en el Mar de la China, un A-7E con la insignia (el dragón amarillo) del VA-192 perteneciente a la 11a. Carrier Wing. En la competición de tiro "Best Hit" entre los países meridionales de la NATO que se realizó en julio de 1973, participaron los A-7E (como el de la fotografía) del VA-12, perteneciente a la 7a. Carrier Wing embarcada en el Independence (Foto NATO). El YA-7H, biplaza obtenido convirtiendo un A-7E, en cuya configuración están inspirados los 81 Corsair II B y C, que serán trasformados de este modo (Archivo Bignozzi)

Douglas, Grumman, North American y Ling-Temco-Vought; esta última se adjudicó el contrato presentando un avión de configuración similar al anterior y muy brillante caza naval F-8 "Crusader". Sin embargo, el nuevo avión era mucho más pequeño y más simple, con un fuselaje bajo y grueso cuya corta longitud permitía elevados ángulos de asiento en el decolaje y el aterrizaje, permitiendo renunciar al ala de incidencia variable, que constituye una de las más importantes características del Crusader. Además, el ala adoptaba perfiles menos finos. Esta simplificación resultaba de la renuncia a velocidades particularmente elevadas, habiéndose reconocido que para un avión de ataque éstas eran de secundaria importancia respecto de otras características, como el alcance y la carga ofensiva. Estaba considerada como fundamental la dotación electrónica y muy importante su facilidad de mantenimiento, la baja vulnerabilidad y la relación costo-eficacia. Las previsiones de la firma, que indicaban en 9,5 la relación entre las horas de mantenimiento respecto a las de empleo (para misiones-tipo, de dos o tres horas de duración), y en un 98 por ciento las probabilidades de supervivencia a la reacción enemiga, con un costo reducido a la mitad respecto del Phantom II, no se revelarían en absoluto utópicas.

El primero de siete ejemplares de preserie, matrícula 152580, voló el 27 de setiembre de 1965, con un mes de anticipación con respecto a la fecha contractual; siguieron 192 aviones también siglados A-7A, en los últimos de los cuales apareció la antena para el aparato de contramedidas electrónicas en el borde de salida de la deriva, agregado que se estandarizó en la versión siguiente (A-7B) fabricada en 196 ejemplares, y que se diferenciaba solamente por llevar la variante P-8 del motor TF-30 en lugar de la P-6. El mismo motor TF-30 P-8 fue montado en los primeros 67 ejemplares (matrículas de 156734 a 156800) del A-7E que, por lo tanto, fueron siglados como A-7C, utilizando la designación que había sido reservada a una versión biplaza del A-7B, al cual se había renunciado temporariamente. Sin embargo, recientemente se ha decidido realizarla de nuevo, con la sigla TA-7C, trasformando 81 células de A-7B y C.

Cuando la USAF se interesó en el A-7, requirió modificaciones en cuatro sectores: el sistema de navegación y ataque con el empleo de aparatos más avanzados; el sistema de reabastecimiento en vuelo; el armamento de tiro, y el blindaje. Para satisfacer estas modificaciones sin comprometer las performances, era necesario un incremento del 20 por ciento en el empuje del motor, de modo que el TF-30 fue sustituido con el TF-41. Así nació el A-7D, con cañón de cañas rotativas en lugar de los dos cañones de tipo tradicional, una aviónica muy avanzada (incluyendo el *head-up-display*), el equipo de reabastecimiento compatible con el sistema utilizado por los aviones cisterna de la USAF y otras modificaciones, que fue fabricado en 387 ejemplares hasta el 1° de enero de 1974. Con el mismo motor TF-41 (pero en la variante A-2 en lugar de la A-1), el mismo armamento de tiro y esencialmente la misma aviónica, pero volviendo al "florete" para el reabastecimiento en vuelo, la marina recibió 427 A-7E.

Al quedar en proyecto el KA-7F, avión cisterna, las otras dos versiones realizadas hasta ahora son el A-7G (un A-7D modificado temporariamente —¡dos veces!— según los pedidos de la aviación suiza, que en 1972 lo evaluó en Emmen) y el YA-7H, conversión en biplaza de un A-7E que sirvió de modelo para la similar modificación de los 81 A-7 (B y C), ordenada en 1974.

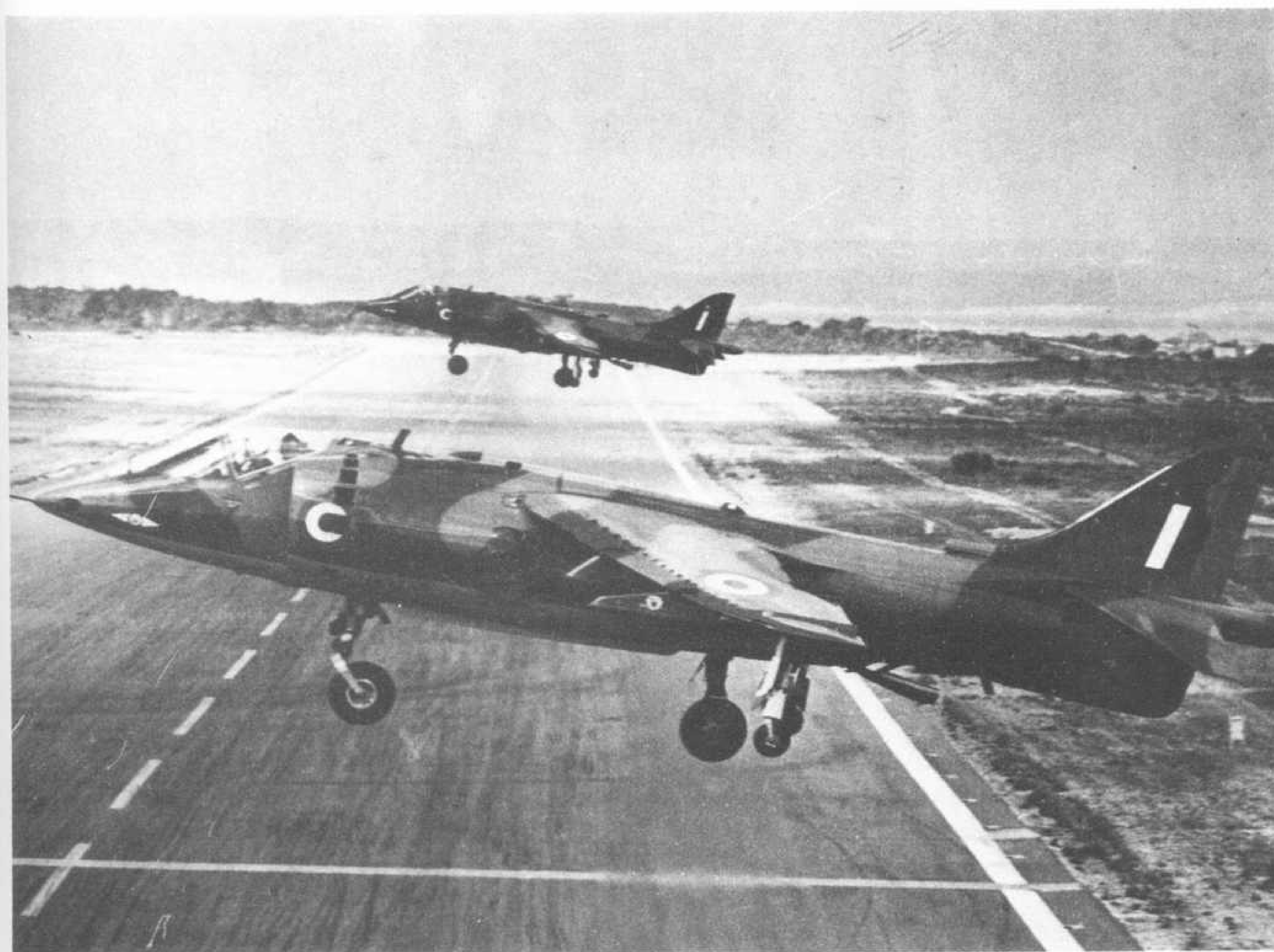
Su empleo

El 19 de mayo de 1967, dos A-7 decolaron desde la Naval Air Station de Patuxent River, Maryland, y llegaron sin escala ni reabastecimientos en vuelo al aeropuerto francés de Evreux, cerca de París: aún tenían en los depósitos combustible para aproximadamente otra hora y media de vuelo. Esta espectacular demostración (6166 km en 7 horas y, por lo tanto, al buen promedio de más de 875 km/h), ofrecida por el comandante Charles Fritz de la U.S. Navy y por el capitán de los Marines Alec Gillespie, fue la primera que puso en evidencia las características del nuevo avión de ataque americano. Siguió luego una intensa carrera bélica, iniciada por los A-7A embarcados en el portaaviones Ranger enviado a Vietnam en 1967: la primera acción fue efectuada el 4 de diciembre por los Corsair II del VA-147. Esta unidad realizó 1400 misiones perdiendo un solo avión, demostrando las cualidades de resistencia a los golpes del ágil y resistente medio del cual disponía. En total, fueron 30 los Squadron de la U.S. Navy que operaron en el golfo de Tonquín durante el conflicto vietnamita y, en esos seis años, los Corsair II de aquella fuerza aérea y de la USAF efectuaron 108700 acciones, por 1.290.000 horas de vuelo y desenganchando 108500 toneladas de cargas ofensivas. La USAF había enviado a ese sector a la 354a. Tactical Fighter Wing, que operó desde Tailandia durante cuatro meses a partir de octubre de 1972: efectuó, con pérdidas mínimas, 332 misiones sobre Vietnam del Norte, 2448 contra los Viet Cong en Vietnam del Sur, 765 sobre Camboya y 3113 sobre Laos.

En ese ínterin, otras unidades navales operaban en el Mediterráneo con la VI Flota movilizada para los sucesos en Medio Oriente y en Chipre, mientras que en su país de origen, tanto la U.S. Navy como la USAF ya comenzaban a asignar los A-7 a unidades de la Reserva y la Guardia Nacional. También debe recordarse la actividad de diversos ejemplares en los Centros experimentales para el desarrollo de técnicas y armamentos. En particular, en los últimos meses de 1974, el Corsair II fue probado en un programa de evaluaciones comparativas, en el cual se opuso al Fairchild Hiller A-10, nuevo avión de ataque de la USAF en las unidades "Close air support" para la década del ochenta.

Los únicos países que han adoptado hasta ahora el Corsair II son Indonesia (16 aviones reacondicionados) y Grecia, que está por recibir 60 ejemplares A-7E de nueva producción. El total de los Corsair II fabricados es de 1180 ejemplares, pero existen nuevos pedidos de la USAF y la U.S. Navy para ulteriores lotes de A-7D y A-7E, respectivamente.

HAWKER SIDDELEY Harrier

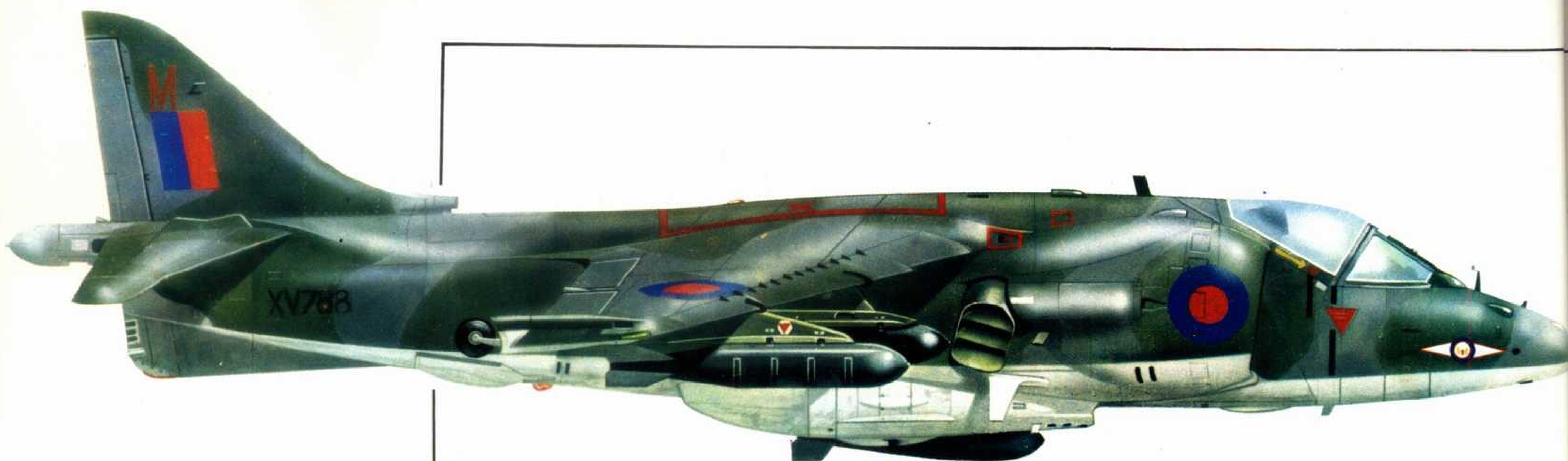


Un par de Harrier GR.Mk.1 (izquierda) del 1° Squadron con base en Wittering, en vuelo estacionario en una pista antes de tocar tierra (Archivo Catalanotto). Abajo: el primer prototipo del P.1127, matrícula XP831, apenas salido de los talleres en agosto de 1960 (Archivo Bignozzi). Más abajo: esta vista del prototipo pone en evidencia la forma de las uniones colocadas detrás de las toberas orientables posteriores, la pequeña turbina auxiliar dorsal en posición extraída y la forma originaria del ala, con los husos de las puntas que sobresalen de la parte anterior (Archivo Bignozzi)

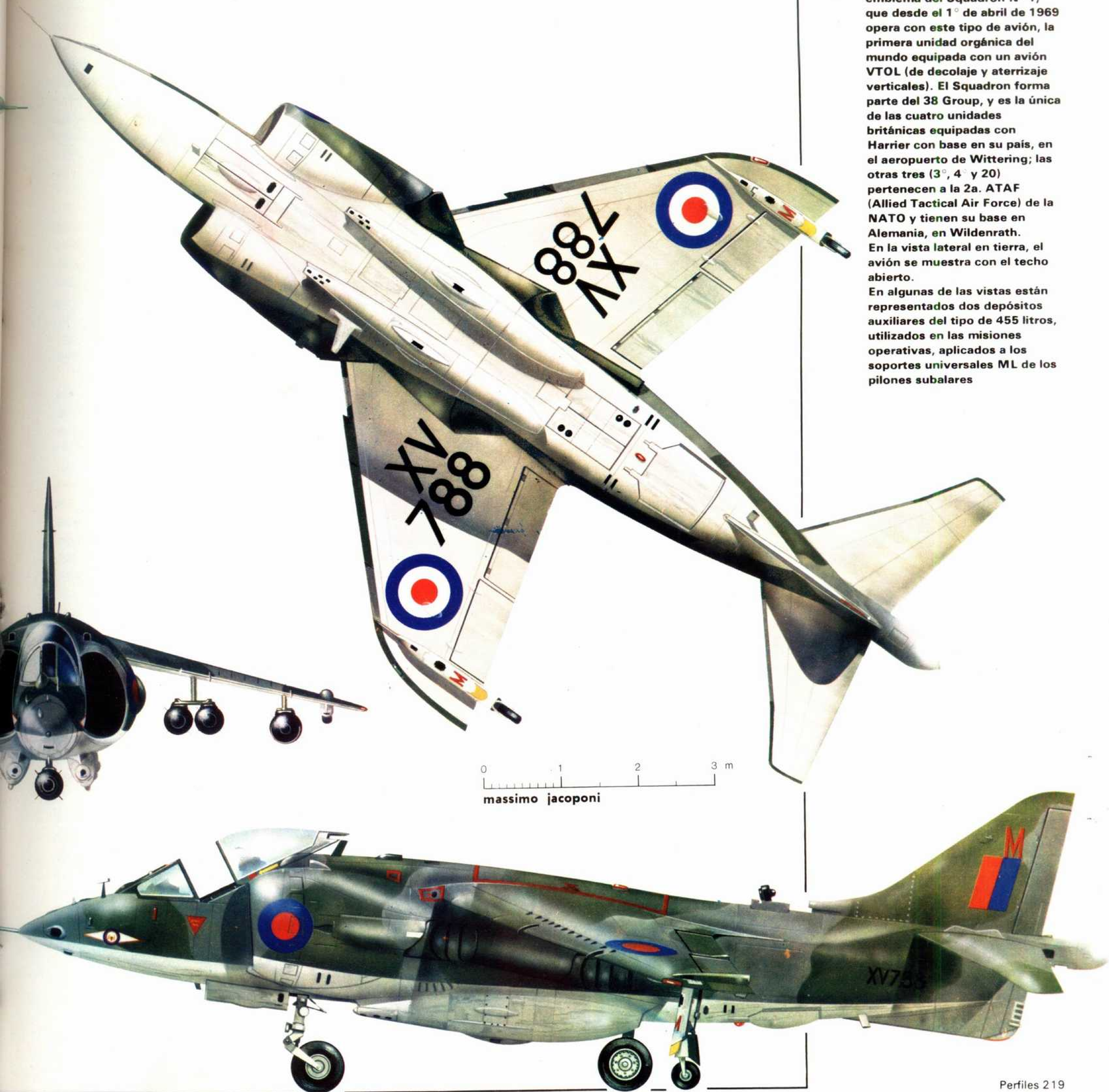




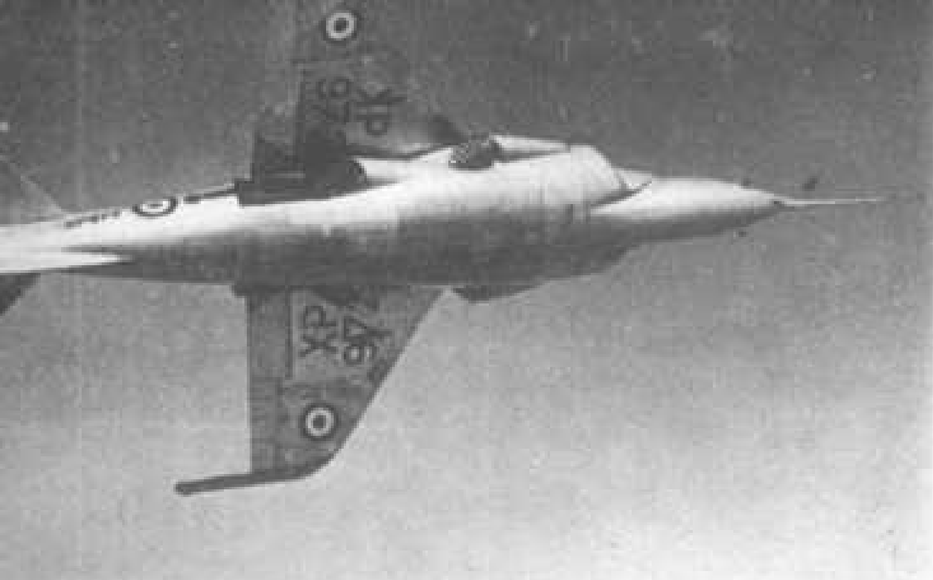
CARACTERÍSTICAS		Kestrel F(GA)1	Harrier GRMk.1	Harrier GRMk.3	Harrier TMk.2
Envergadura	m	6,93	7,70	7,70	7,70
Envergadura alar con puntas tipo "gran alcance"	m	–	9,04	9,04	–
Largo	m	12,95	13,91	13,91 (sin laser)	17,00
Altura	m	3,28	3,43	3,43	4,17
Sup. alar (con puntas "gran alcance")	m²	18,67	18,68 (20,1)	18,68 (20,1)	16,68
Peso vacío	kg	4 990	5 443 (6 146 equip. op.)	5 624	6 168 (equip. op.)
Peso total (en configuración VTO)	kg	5 625	7 257	8 165	–
Peso total (en configuración STO)	kg	7 030	9 752	más de 10 430	–
Peso total máximo (en configuración CTO)	kg	9 070	10 435	11 339	–
Velocidad máxima sin cargas externas	Mach	1,20 (en leve picada)	0,93 a 10 670 m (km/h 980)	alrededor de 1,3 en leve picada	–
Ídem con cargas externas		–	0,85-0,87 a 305 m (km/h 1 030-1 060)	0,85-0,87 a 305 m (km/h 1 030-1 060)	–
Velocidad de crucero	km/h	8,85	–	0,8 a 6 046 m (km/h 900)	–
Alcance operativo	km	925	644	418-644	–
Alcance de traslado	km	3 700	3 620	3 330	–
Alcance de traslado con 1 reab. en vuelo	km	–	–	5 560	–
Velocidad vertical	m/seg	2,5	3,7	–	–
Techo práctico	m	–	–	más de 15 240	–
Motor tipo		Pegasus 5	Pegasus 101 (antes 6)	Pegasus 103 (antes 11)	Pegasus 101
Empuje estático	kg	6 900	8 710	9 760	8 710


M

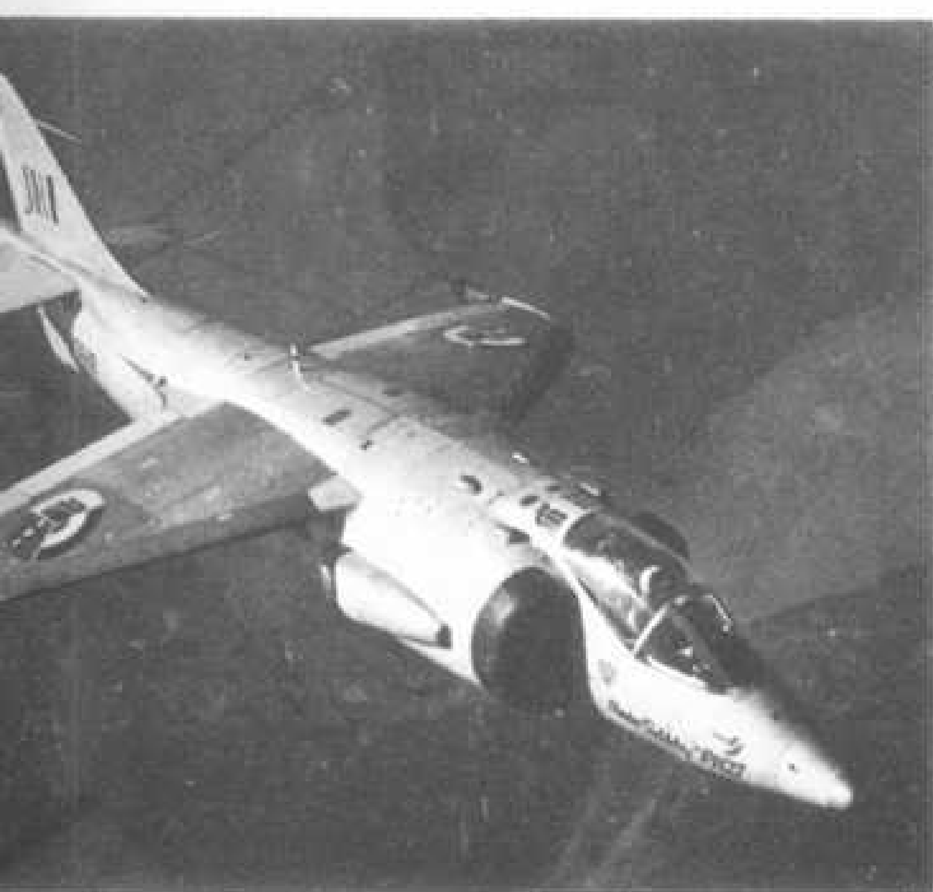
HAWKER SIDDELEY HARRIER GR.Mk.1



Harrier GR.Mk.1 en la coloración mimética adoptada para los aviones del Strike Command de la Royal Air Force, con las cucardas bicolores. El avión ilustrado, matrícula XV788, lleva en la proa el emblema del Squadron N° 1, que desde el 1° de abril de 1969 opera con este tipo de avión, la primera unidad orgánica del mundo equipada con un avión VTOL (de decolaje y aterrizaje verticales). El Squadron forma parte del 38 Group, y es la única de las cuatro unidades británicas equipadas con Harrier con base en su país, en el aeropuerto de Wittering; las otras tres (3°, 4° y 20) pertenecen a la 2a. ATAF (Allied Tactical Air Force) de la NATO y tienen su base en Alemania, en Wildenrath.
En la vista lateral en tierra, el avión se muestra con el techo abierto.
En algunas de las vistas están representados dos depósitos auxiliares del tipo de 455 litros, utilizados en las misiones operativas, aplicados a los soportes universales ML de los pilones subalares









En orden descendente: el primer Kestrel de preserie XP972, después de la modificación en las puntas de las alas que reúne los carenados para las ruedas laterales. Se observa la nueva lámina detrás de las toberas posteriores, aún provistas de cinco deflectores, y el corte oblicuo de los flap (Archivo Bignozzi). El tercer ejemplar de preserie XP980 aún con los husos sobresalientes en las puntas. El borde neumático de las tomas de aire está en posición ensanchada para el vuelo a baja velocidad. El primero de los nueve Kestrel F (GA)1 (XS688) con los distintivos de la unidad trinacional de evaluación. Uno de los Kestrel asignados al Tripartite Evaluation Team ofrece una demostración de su capacidad de decolar y aterrizar verticalmente desde un claro en un bosque (Archivo Catalanotto)

El único avión VTOL que ha llegado hasta ahora a la fase operativa es el británico Harrier, un monomotor de apoyo táctico y reconocimiento relativamente simple, que debe su éxito no sólo a la tenacidad con la cual se persiguió el respectivo programa, a pesar de los cambios sufridos en los presupuestos de la RAF, sino también, y sobre todo, a su fórmula propulsora, la menos compleja de todas las probadas en aviones similares. En efecto, la idea del francés Michel Wibault, de dotar a un turborreactor de toberas orientables para variar la dirección de su empuje, permitió la realización de un motor —el Pegasus de la Bristol, que posteriormente entrara en el grupo de la Rolls Royce— que reúne en sí mismo las funciones de motor para el vuelo horizontal y de chorro sustentador para el decolaje y el aterrizaje verticales y el vuelo estacionario.

La elección de este sistema propulsor-sustentador para el avión británico se ha revelado acertada, como también el proyecto general, debido a Sir Sidney Camm. El resultado ha sido un aparato de gran eficiencia, de buena confiabilidad y de considerable facilidad de pilotaje, que desde un principio ha hecho posible la concreción de las teorías acerca del empleo de aviones de combate aptos para equipar pequeñas unidades con bases cerca del campo de batalla, capaces de operar desde descampados no preparados y bien ocultos, o bien desde unidades navales aun más pequeñas que los portaaviones, con una flexibilidad excepcional, y sin estar sujetos a las cada vez más grandes y vulnerables pistas necesarias para los aviones de reacción de tipo tradicional.

Su técnica

El Harrier es un monomotor monoplaza de configuración tradicional, de ala alta, con todas las superficies en flecha, y tren de aterrizaje en tándem. Su estructura es totalmente metálica, con algunas partes (por ejemplo los alerones) en nido de abeja de aluminio, y otras de titanio (zonas del fuselaje alrededor del motor).

El ala, basada en perfiles con marcada curvatura en el borde de ataque, está realizada en un único elemento, unido al fuselaje mediante seis soportes, permitiendo una construcción resistente y liviana y, al mismo tiempo, facilitando el desarme de la célula y el acceso al motor. En efecto, para la sustitución del mismo es preciso separar el ala del fuselaje, pero esta operación se realiza tan fácilmente que aun en bases improvisadas, ocho hombres con una polea pueden efectuarla en cuatro horas y media. La estructura alar está basada en tres largueros, con costillas y larguerillos que refuerzan el revestimiento resistente fresado. Todas las conexiones eléctricas, hidráulicas y neumáticas están agrupadas delante del larguero posterior, mientras que el interior del ala es utilizado para colocar allí los seis depósitos principales de combustible. Las puntas de las alas, que comprenden los carenados para las ruedas estabilizadoras laterales, pueden desprenderse: para vuelos a gran distancia pueden ser sustituidas con otras más grandes que aumentan aproximadamente un metro la envergadura alar, y el mayor alargamiento que deriva de ello (el normal es sólo 3,19), aumentando la eficiencia aerodinámica, favorece marcadamente el alcance.

El fuselaje tiene una gran sección frontal, impuesta por la configuración especial del motor, como también las protuberancias de los carenados de las cuatro toberas de éste. La sección de la proa aloja la cabina, presurizada y con asiento eyectable, precedida por la pequeña trompa con los aparatos de radar y las cámaras fotográficas; siguen la sección que aloja el parante anterior del tren de aterrizaje, luego el compartimiento del motor, aquél para el parante posterior del tren de aterrizaje, el depósito principal del fuselaje y el alojamiento de la turbina auxiliar retráctil, inmediatamente antes de los empenajes.

Éstos tienen estructura clásica a pesar de que la del timón y aquélla de la parte posterior del plano horizontal, son alveolares encoladas. El timón es accionado manualmente por el piloto, mientras que los dos semiplanos horizontales totalmente móviles, monobloque, son movidos mediante criques hidráulicos, como los alerones y, así como para éstos, los comandos servoasistidos están provistos de dispositivos para suministrarle artificialmente al piloto adecuadas reacciones de bastón.

El tren de aterrizaje (comandado hidráulicamente, como el freno aéreo) comprende un elemento anterior con una sola rueda y uno posterior con dos ruedas acopladas, todo a una presión de 6,3 kg/cm² y dos elementos estabilizadores laterales con pequeñas ruedas a una presión de 6,7 kg/cm². Los parantes de los elementos principales están provistos de amortiguadores de larga carrera y de rigidez regulable, que permiten llegar al aterrizaje a velocidades verticales de 3,66 metros/segundo, con un peso de 7527 kg; el parante anterior es giratorio para las maniobras en tierra.

El motor es siempre el reactor de doble flujo Pegasus con empuje orientable mediante cuatro toberas rotativas en un arco de alrededor de 100° con distintos empujes, según las versiones que aumentan poco a poco desde el prototipo al actual modelo operativo.

Los dos árboles, el que une el soplante de dos etapas a la turbina de dos etapas de baja presión, y el que une el compresor axial de siete etapas a la turbina de una etapa, giran en sentido contrario, de modo que se reduzcan los efectos giroscópicos.

Una parte del chorro frío proveniente del dispositivo de soplo anterior es dirigido hacia una cámara tranquilizante, luego hacia las dos toberas anteriores. El flujo restante, que pasó al compresor de alta presión, es dirigido, en cambio, hacia el par de toberas calientes posteriores, cuya rotación está unida a la de la primera mediante un sistema de cadenas y árboles de torsión, accionados por un doble motor neumático.

Todas las toberas están provistas de dos aletas directrices (eran cinco en los prototipos y en los "Kestrel"); las anteriores, con ejes divergentes de 5° en el plano de simetría del avión, independientemente de la angulación de los mismos, pueden girar en 100° y, por lo tanto, suministrar también, si son orientadas hacia adelante, un efecto de freno, mien-











El XV276 (arriba izquierda), uno de los Harrier de preserie. Arriba, en orden descendente: una de las tant demostraciones en el exterior del Harrier se realizó en la rada de La Spezia en el puente del crucero portahelicópteros italiano Andrea Doria. Uno de los primeros Harrier de serie aterriza verticalmente. El avión está provisto de depósitos suplementarios. El 5 de mayo de 1969 el Harrier, matrícula XV741, efectuó la travesía atlántica, reabastecido durante el vuelo por u Victor. En la fotografía el avión, piloteado por el Squadron Leader Tom Lecky-Thompson, inicia el decolaje vertical delante de la estación St. Pancras de Londres. Durante una maniobra, decolaje de un Harrier desde una pista no preparada. El avión XV757 lleva en la proa la insignia del Squadron 1

tras que las toberas posteriores tienen un ángulo de divergencia que de 5° (cuando el empuje de las mismas es horizontal) puede pasar a 15° (cuando el empuje de las mismas es vertical) y pueden girar en 98° 30'. Aire y alta presión, tomada en el acceso de las cámaras de combustión del motor, alimenta el sistema de control de la posición del avión en el vuelo a punto fijo o a velocidad muy reducida para que sean eficaces los comandos aerodinámicos comunes. Este equipo, que forma parte del neumático, utiliza aire con una presión de alrededor de 14 kg/cm² y una temperatura de 400° aproximadamente, para una capacidad máxima total de alrededor de 4 kg/seg enviada mediante un determinado sistema de dosificación a las ocho toberas (dos horizontales en la popa, una vertical debajo de ésta y otra debajo del extremo de la proa, dos verticales debajo de las puntas de las alas) suministrando un empuje del orden de los 70 kg para cada kg/segundo de aire eyectado.

El combustible está contenido en los depósitos del ala (divididos en seis celdas) y en los cinco del fuselaje (uno principal más cuatro suplementarios colocados por pares dentro de los carenados de las tomas de aire y en los costados de la sección comprendida entre las toberas) para una capacidad total de 2865 litros. Externamente se pueden aplicar en los pilones alares internos dos depósitos de 455 litros, o (para vuelos de traslado) de 1500 litros y, además, es posible montar sobre la toma de aire izquierda, la varilla para el reabastecimiento en vuelo.

La dotación electrónica comprende VHF, UHF y HF, TACAN e IFF, y un sistema inercial Ferranti para el control de la navegación y el ataque (INAS), acoplado a una calculadora mediante un sistema Sperry para la presentación "con la cabeza alta" en el parabrisas, de los datos esenciales y la proyección de los mapas de las zonas sobrevoladas (con la correspondiente posición del avión) en una pantalla colocada en el centro del tablero.

Todo el armamento es externo: debajo del fuselaje se pueden aplicar dos contenedores, cada uno para un cañón Aden de 30 mm con la respectiva provisión de municiones (130 disparos por arma) a los lados del pilón central, que puede sostener una bomba de 455 kg o un contenedor para cinco cámaras fotográficas. Los dos pilones subalares, así como el central, tienen una capacidad para una carga de 910 kg cada uno. En los pilones externos, con una capacidad para cargas hasta 295 kg, se pueden aplicar depósitos y todos los tipos de portacohetes y bombas que se encuentran en dotación en la RAF y en las fuerzas aéreas estadounidenses (los Harrier de los Marines llevan, comúnmente, los misiles aire-aire Sidewinder). Para las misiones de reconocimiento, lleva además una cámara fotográfica F.95 instalada en la trompa, y un sistema de registración para las observaciones visuales efectuadas por el piloto.

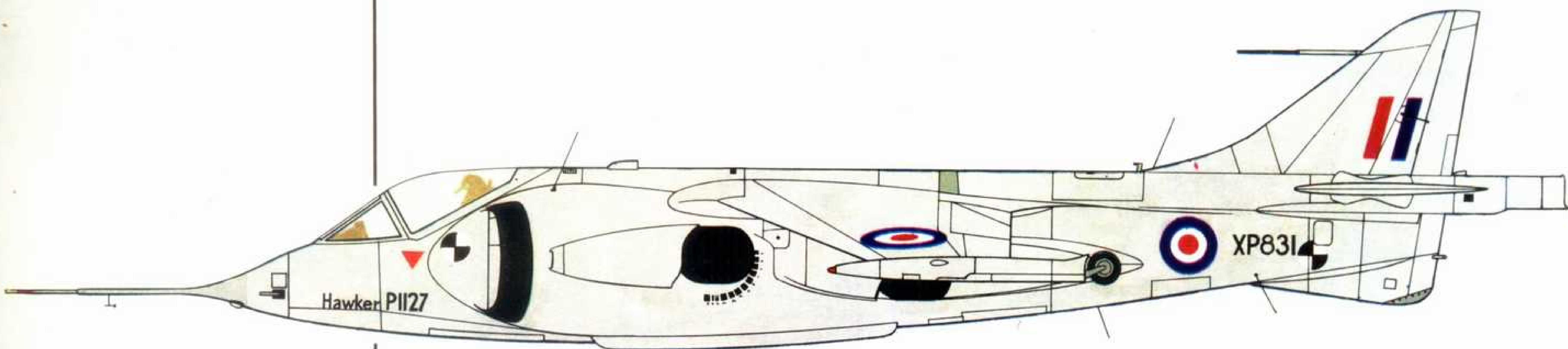
Su evolución

En 1956 la Bristol, entonces fábrica de aviones y motores, estudió por propuesta de Michel Wibault un avión VTOL con motor Orion de cuatro aspas orientables. La idea fue descartada, pero debía tener una continuación.

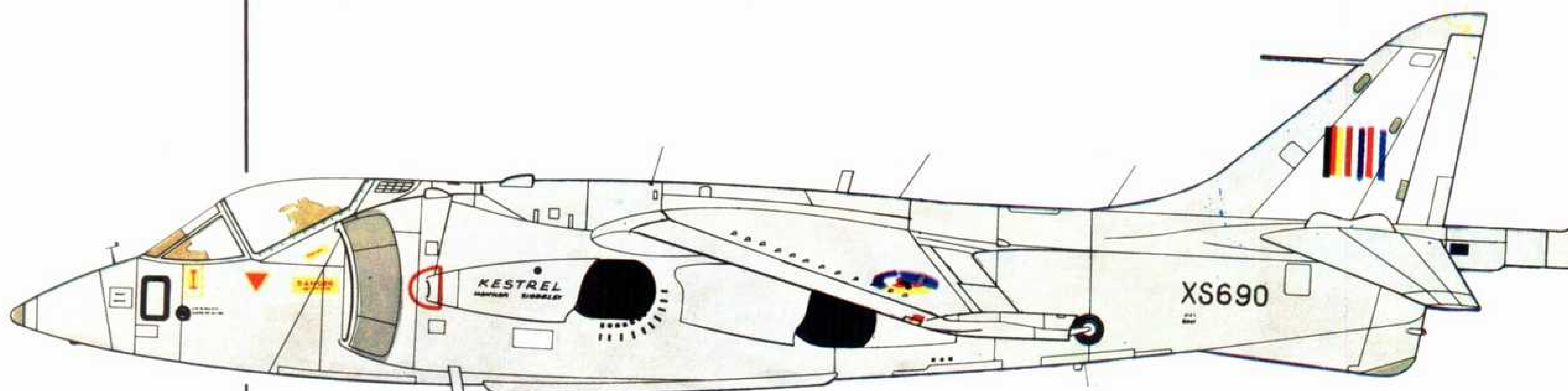
En 1957, sin embargo, cuando el creador del Hurricane, como muchos otros proyectistas del mundo, terminó de elaborar un proyecto general para un caza capaz de decolar y aterrizar verticalmente, la Bristol comunicó a Sir Sidney Camm haber desarrollado un motor obtenido del pequeño Orpheus y del potente Olympus, y caracterizado por dos toberas a los lados del compresor para descargar, orientando a voluntad la dirección del empuje, el chorro frío, y por una tobera de tipo clásico para la descarga del chorro caliente. El jefe de la oficina técnica de la Hawker confió entonces a Ralph S. Hooper la misión de desarrollar el proyecto detallado basándolo en el nuevo motor, que muy pronto determinó el abandono de la configuración inicial (con tren de aterrizaje con rueda de cola) cuando la configuración del motor previsto cambió, para sustituir otro par de toberas orientables en la descarga del chorro caliente. Con sigla P.1127, el proyecto fue cristalizado al año siguiente, como un avión supersónico de tamaño intermedio entre el diminuto Gnat y el Hunter, destinado a sustituir a este último en las misiones de apoyo táctico, y como candidato a responder a las especificaciones de la NATO, entonces en elaboración embrionaria, para un sucesor del G.91. De todos modos, esta última perspectiva, con forma de fondos MWDP (asignaciones americanas para un programa de desarrollo recíproco de armamentos) decidió a las autoridades británicas, después de mantenerse reluctantes durante mucho tiempo, a ordenar dos prototipos (y luego otros cuatro) en mayo de 1959, cuando el programa P.1127 ya había comenzado como iniciativa privada de la Hawker.

El primer prototipo, XP831, efectuó las primeras pruebas de vuelo con vínculo a tierra el 21 de octubre de 1960, elevándose verticalmente con el empuje bastante modesto del primer modelo de Pegasus, desarrollado entre 1957 y 1959, utilizando como banco de prueba volante un caza Hawker "Sea Hawk".

El 31 de marzo de 1961, el avión decoló y aterrizó, pero de acuerdo con las técnicas tradicionales. El 7 de julio, comenzó a volar el segundo prototipo (XP836), que el 12 de setiembre efectuó con éxito la prueba más importante, aquélla de la transición del vuelo estacionario al horizontal y viceversa. El

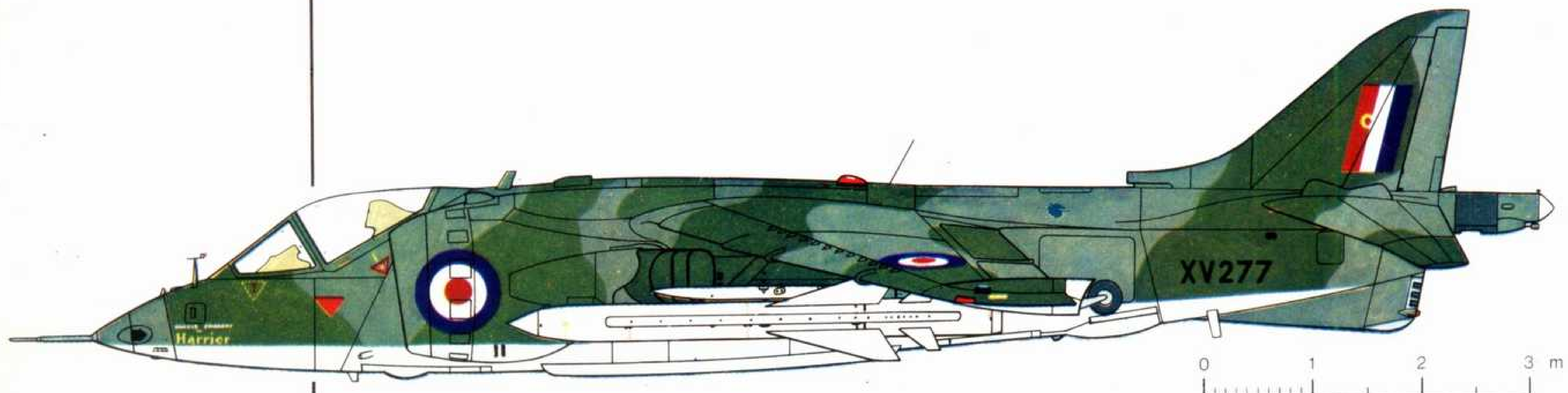


El primer prototipo P.1127, matrícula XP831, que confiado a los pilotos de pruebas Bill Bedford y Hugh Merewether, comenzó las pruebas con cables de amarra al suelo el 21 de octubre de 1960; el primer vuelo ''libre'' se realizó, siempre en el aeropuerto de la firma en Dunsfold, el 19 de noviembre. Después de una intensa actividad experimental, durante la cual sufrió muchas modificaciones, este avión se destruyó en un accidente durante la presentación en la Exposición de París de 1963, sin daños para el piloto, Bedford

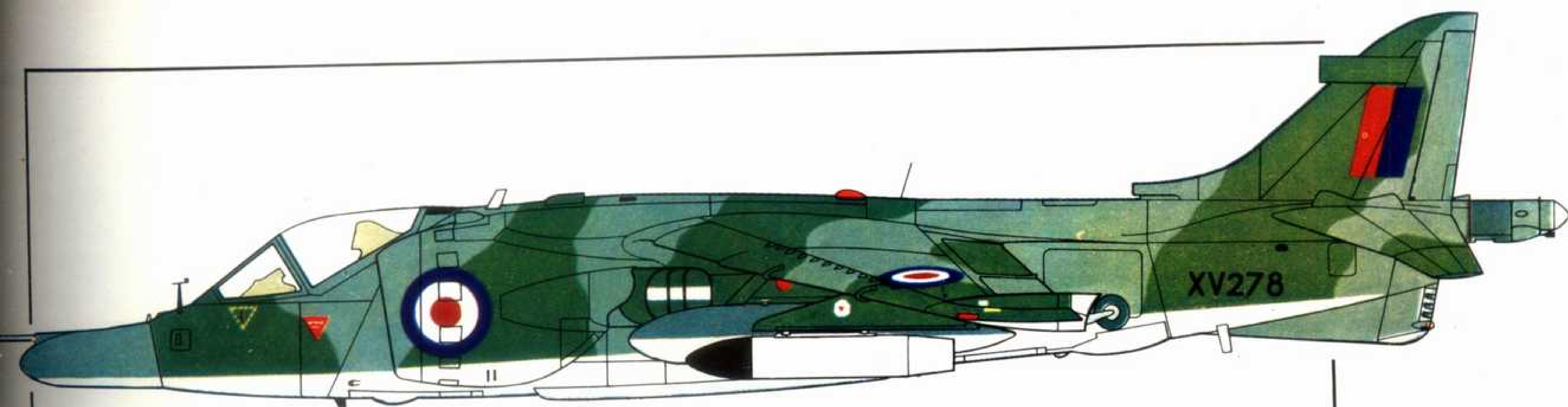


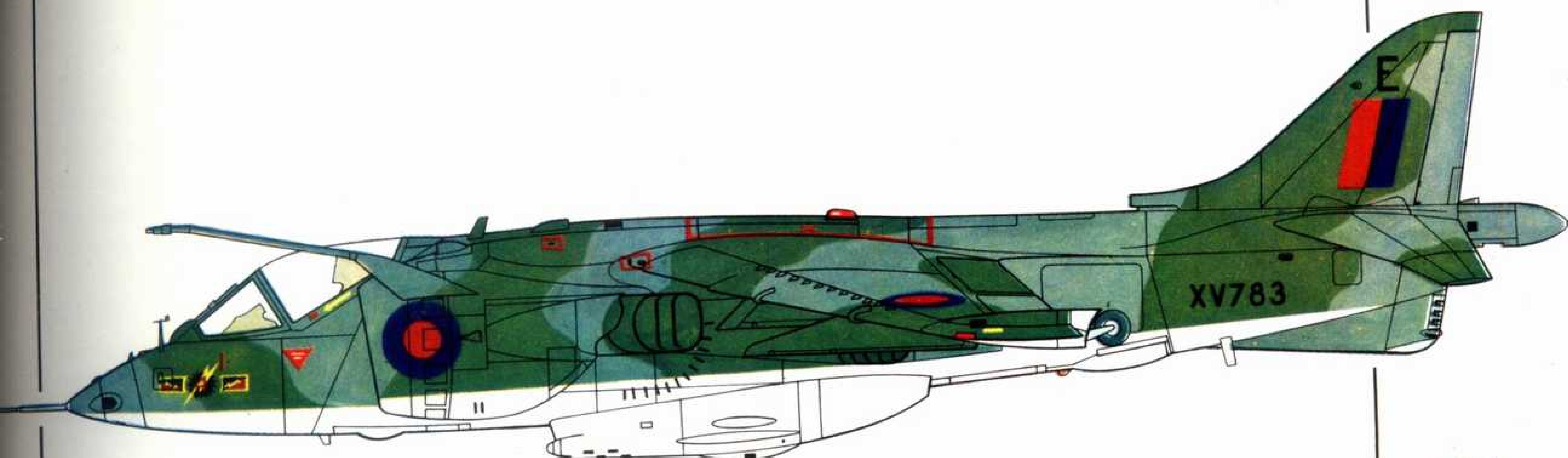
Arriba: el tercero de los nueve Kestrel F (GA) 1 (matrículas de XS688 a 696), que efectuó el primer vuelo el 5 de agosto de 1964; el avión lleva la insignia de la unidad trinacional de evaluación operativa creada en el Central Flying Establishment de la RAF en West Raynham, Norfolk. En 1965, ocho de estos aviones fueron trasladados a los Estados Unidos, con la sigla AV-6A, y probados extensamente en aeropuertos y portaaviones

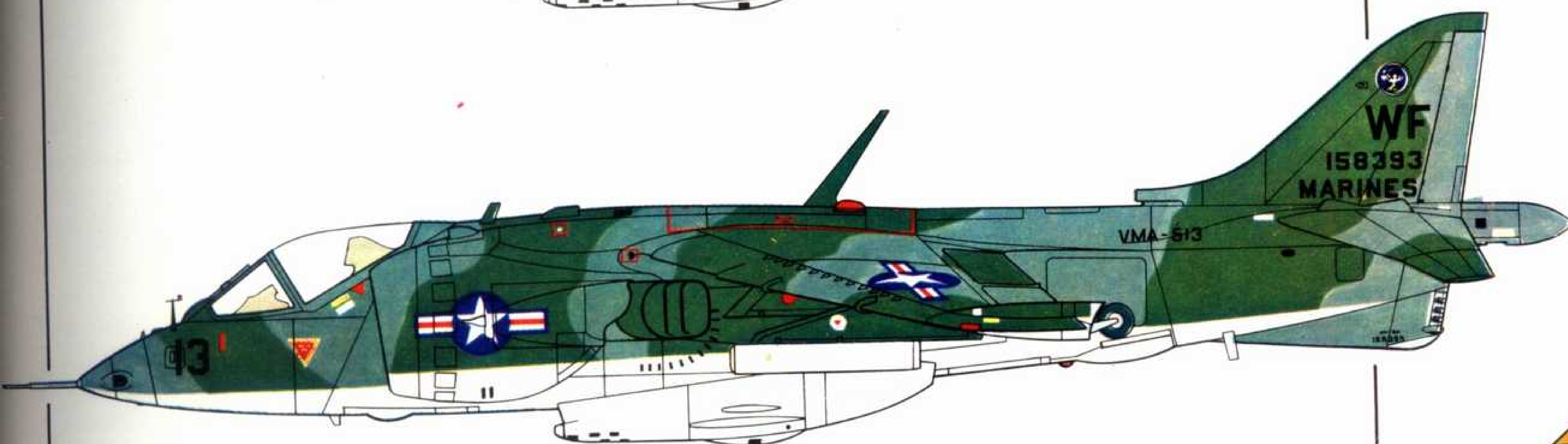
Abajo: el segundo Harrier de la preserie de seis (matrículas de XV276 a 281); aun después de que entraran en servicio los ejemplares de serie, estos aviones permanecieron en actividad con funciones experimentales.
El dibujo ilustra el avión utilizado para las pruebas con el misil aire-superficie Martel (lleva dos de éstos, uno por semiala, en las dos variantes antirradar y teledirigido)

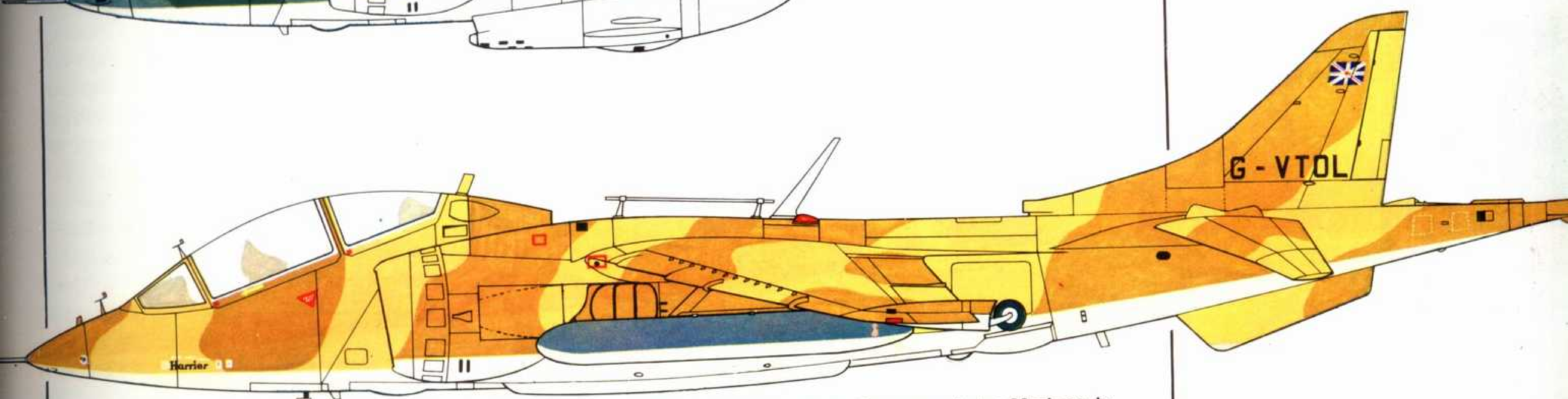


michele jocca









En orden descendente: el prototipo para el Harrier GR.Mk.3 con aparato LRMTS (Laser Ranger and Marked Target Seeker) de la Ferranti en la trompa: se trata del 4 ejemplar de preserie, matrícula XV278, modificado para las pruebas del nuevo equipo. A los pilones alares están aplicados dos depósitos auxiliares y dos lanzacohetes MATRA 155, conteniendo cada uno 19 cohetes SNEB de 68 milímetros

Harrier GR.Mk.IA del 4 Squadron con asiento en Wildenrath, Alemania Occidental, en apoyo del contingente británico del Northern Army Group de la NATO. El avión ilustrado, matrícula XV783, se muestra con los pod ventrales para cañones Aden de 30 mm, y con la sonda para el reabastecimiento en vuelo

AV-8A del 513 Squadron de ataque de los Marines, la primera de las tres unidades operativas del USMC equipadas hasta ahora con el VTOL inglés, además de aquélla en formación con los biplaza TAV-8A. Aquí, con armamento de cañones y contenedores para cohetes Zuni, se ilustra el ejemplar con matrícula 158393, uno de los primeros diez entregados aún con motor Pegasus 102; los siguientes llevan el Pegasus 103

Harrier T.Mk.52, prototipo para la variante de exportación del biplaza T.Mk.4 para la RAF: a diferencia de ésta, que conserva la coloración de los monoplaza (como también el T.Mk.2 actualmente en línea con el 233 Squadron), está pintado como los aviones para operaciones de ultramar, y lleva la matrícula civil G-VTOL

Abajo, en orden descendente: un AV-8A de los Marines se posa en el puente del portahelicópteros Guam. El avión, que lleva los pod para los cañones y dos depósitos auxiliares, está dotado de la varilla para el reabastecimiento en vuelo (Archivo Catalanotto). Formación de Harrier de la aviación de los Marines armados con lanzacohetes alares; dos de éstos también llevan los contenedores ventrales para cañones (Archivo Bignozzi). Volando con cuatro bombas sumadas a los cañones, uno de los primeros AV-8A del U.S. Marine Corps (Archivo Catalanotto).
El primer biplaza Harrier T.Mk.2 para la Royal Air Force, matrícula XW175. La popa ha sido alargada para compensar el desplazamiento hacia adelante de la proa (Archivo Catalanotto)









tercer ejemplar, XP972, siguió el 5 de abril de 1962 y muy pronto lo hizo el cuarto (XP976), ambos con el Pegasus 2, mientras que el primer avión era reequipado con un Pegasus 3 y reanudaba las pruebas, efectuando algunas inclusive a bordo del portaaviones Ark Royal. El tercer prototipo presentaba una posición diferente de los carenados para las ruedas laterales (introducidas en el borde de ataque alar) y una menor flecha en el borde de ataque en las secciones externas de las semialas, mientras que el cuarto volvía a las puntas de las alas para los carenados de las ruedas, pero incorporando diversas modificaciones, inclusive en las tomas de aire y en la geometría del borde de ataque alar. El quinto avión (XP980), que comenzó sus vuelos el 24 de febrero de 1963, tuvo un plano vertical más alto, los carenados laterales iguales a los del tercero e introdujo tanto la doble quilla ventral como el diedro negativo (13°) para el empenaje horizontal, que luego fueron aplicados, así como la aleta ventral de plástico, también a los antecesores.

Con el sexto prototipo (XP984, cuyo primer vuelo data del 13 de febrero de 1964) aparecieron la flecha (aproximadamente 10°) en el borde de salida alar, el alargamiento del fuselaje y otras diversas modificaciones que, junto con el motor Pegasus 5, caracterizarán a los nueve Kestrel F (GA) 1 ordenados en ese ínterin. Éstos, con mayores dotaciones de instrumental y equipamientos militares (casi inmediatamente el empenaje horizontal de los mismos fue modificado, y llevado a mayor envergadura), estaban destinados a la evaluación operativa por parte de una unidad multinacional especial, el Tripartite Evaluation Squadron, formado (el 15 de octubre de 1964) por pilotos y técnicos ingleses, americanos y alemanes, y dotado de un distintivo propio, con base en West Raynham. El éxito del período de actividad de esta unidad, y de las pruebas realizadas posteriormente en los Estados Unidos con los ocho aviones que quedaron después de la pérdida del XS693, los cuales con la sigla XV-6A operaron hasta 1967 con pilotos de las tres armas, fueron en general bastante alentadores, llevando a un pedido por parte de la RAF de seis ejemplares de preserie del modelo definitivo, bautizado con el nombre de otra ave rapaz: Harrier.

El primero de éstos, XV276, comenzó sus vuelos el 31 de agosto de 1966 y presentaba muchísimas modificaciones respecto de sus antecesores (en realidad, sólo el cinco por ciento de los diseños estructurales permaneció inalterado), pero externamente las modificaciones más visibles eran la sustitución de los "labios" neumáticos de las tomas de aire con una corona de aberturas auxiliares, la disminución del diedro negativo del ala (de 12° a 10°), contra un aumento de la flecha (de 32° a 40°), la extensión de las puntas de las alas más allá de los carenados de las ruedas laterales, cuatro pilones subalares en lugar de dos, la adopción del "diente de sierra" en el borde de ataque y de los generadores de remolinos; el pasaje al Pegasus 6, comportaba toberas con dos en lugar de cinco aletas directrices del chorro.

Luego se ordenaban 60 monoplaza Harrier GR.1 y once aviones de la versión biplaza T.2 (con trompa alargada para alojar la segunda cabina más levantada, y la popa proporcionalmente prolongada), cuyos primeros ejemplares volarán, respectivamente, el 28 de diciembre de 1967 (XV738) y el 24 de abril de 1969. Sin embargo, entre tanto ya se habían desvanecido todas las esperanzas relativas a futuros desarrollos supersónicos del avión, como el P.1150 proyectado sobre la base de las especificaciones iniciales publicadas por la NATO y el P.1154, finalista en la evaluación de los tantos proyectos que respondían a la especificación NBMR-3 de la alianza, y que el gobierno británico canceló definitivamente en 1965. Ulteriores pedidos provinieron sólo de la RAF (llevando el total de los monoplaza a 77 y el de los biplaza a 13) y de la aviación de los Marines, para 102 Harrier Mk.50 y ocho Mk.52, designación para las variantes de exportación de los modelos GR.3 y T.4 con motor Pegasus 103. Luego de este éxito de exportación, en América la McDonnell Douglas obtiene la licencia de fabricación para el Harrier y sus posibles desarrollos.

Posteriormente, la RAF ordenaba 15 GR.3 con aparato laser de medición de las distancias de los blancos en la trompa, alargada, y asignaba los fondos para mejorar los Harrier del primer modelo: en un principio, montando el Pegasus 102 de 9100 kg/empuje (con este motor, los monoplaza toman la sigla GR.1A y los biplaza la sigla T.2A) y, posteriormente, el Pegasus 103 de 9760 kg/empuje (convirtiéndose los aviones en GR.3 y T.4). El 15 de mayo de 1975, el gobierno inglés autorizó la fabricación del Maritime Harrier, para embarcar en los nuevos cruceros de la clase Invencible provistos de cubierta de vuelo.

Su empleo

Después de la actividad del Tripartite Evaluation Squadron, seguida por la evaluación en América de los Kestrel bautizados AV-6A, se efectuó un intenso ciclo de operaciones demostrativas con los Harrier de preserie, efectuando muchos vuelos inclusive al exterior, entre los cuales recordamos las pruebas en ambiente tropical que el 6° ejemplar efectuó en Sicilia, y las demostraciones de empleo en naves con pequeña cubierta de vuelo, como aquellas realizadas en el crucero lanzamisiles italiano Doria. Una actividad similar efectuaron durante mucho tiempo los Harrier de serie, con los cuales se equipó la primera unidad (el Squadron N° 1 con base en Wittering) en abril de 1969, seguido por los Squadron 3, 4 y 20, todos pertenecientes a la 2a. ATAF de la NATO y con asiento en Alemania. Las entregas a la U.S. Marine Corps comenzaron el 26 de enero de 1971 y, actualmente, los AV-8A equipan los Squadron VMA 513 y 542 en Beaufort (Carolina del Sur) y VMA231 en Cherry Point (Carolina del Norte), luego Iwakuni, en Japón. Los marines han cedido seis aviones (más dos biplaza TA-V8A) a la aviación naval española, que ya fueron embarcados en el portahelicópteros Dédalo, y recibió en total 24 de éstos, destinados a las dos naves clase SCS (Sea Control Ship), en construcción.

La marina británica, en cambio, recibió el Maritime Harrier (25 ejemplares).

SAAB 37 Viggen







Un Viggen (arriba izquierda) decolando desde un tramo de camino. La fotografía pone en evidencia la aleta canard, el sistem de retracción del tren de aterrizaje el desplazamiento hacia atrás de la corona del quemador posterior. Arriba, en orden descendente: dos prototipos volando con diferente armamento. El que se observa en primer plano lleva el par de misiles aire-superficie RB.05A y un contenedor para cohetes. Tres ejemplares de preserie, apena completados, en el aeropuerto de la SAAB en Linköping. Alrededo del que se observa en primer planc desde la proa hacia la cola, está el muestrario de los armamentos de caída: el misil antinave RB.04, misiles aire-superficie RB.05A, contenedores para cohetes de 13,5 cm, para cañones de 30 mm, y el misil aire-aire RB.28

No existen dudas de que el SAAB "Viggen" constituye uno de los más prestigiosos y avanzados aparatos fabricados por la industria aeronáutica europea en los últimos años. El caso del Viggen no es solamente interesante por las radicales innovaciones técnicas y aerodinámicas que presenta el avión, sino también por el hecho de que Suecia (con una población que supera apenas la de Nueva York) ha insistido en querer desarrollar un sistema defensivo propio, no obstante su elevadísimo costo y su complejidad.

No puede decirse que en la época de la elección del Viggen no existiese un avión extranjero que pudiese satisfacer las especificaciones del Estado Mayor sueco, pero ciertamente ningún aparato occidental poseía en aquella época una aceptable combinación de performances en términos de velocidad y versatilidad. Desde 1952 hasta 1958, se habían desarrollado varios estudios para un avión destinado a sustituir al SAAB 32 "Lansen" y al SAAB 35 "Draken", pero el planteamiento del proyecto definitivo, que debía dar origen al SAAB 37, comenzó sólo en el verano de 1962, cuando la casa constructora sueca, después de haber evaluado varias configuraciones desarrolladas de la del Draken, decidió adoptar la insólita fórmula canard.

En el otoño de 1963, la SAAB presentaba al Estado Mayor los primeros presupuestos económicos

CARACTERÍSTICAS		AJ-37
Envergadura	m	10,60
Largo	m	16,30
Altura	m	5,60
Distancia entre ejes	m	4,76
Superficie alar	m²	46,00
Peso en el decolaje con armamento común	kg	16 000
Velocidad máxima en altura	Mach	2
Velocidad máxima a 100 m	Mach	1,15
Velocidad de aproximación	km/h	220
Tiempo de trepada a 11 000 m en		2'
Carrera de decolaje	m	400
Carrera de aterrizaje	m	450
Longitud de pista para aterrizaje tradicional	m	1 000
Radio de acción con armamento externo (misión en altura)	km	1 000
Radio de acción con armamento externo (misión a baja altura)	km	500
Motor tipo		Volvo Flygmotor RM.8A
Empuje en seco	kg	6 700
Empuje con quemador posterior	kg	11 800

del proyecto, que superaban ampliamente las previsiones originales, tanto es así que se requirió una restricción de todo el programa. En octubre de 1963 se realizaba un modelo en escala del avión con su equipo completo, y la construcción de la célula del primer prototipo se comenzaba en setiembre de 1964.



Viggen AJ-37 perteneciente a uno de los cuatro Squadron Flyg Flottilij F-7 con base en Sätenäs, unidad que junto con F-6 (dos Squadron equipados con A-32 "Lansen"), la F-15 (un Squadron equipado con AJ-37) y la F-11 (de reconocim con dos Squadron equipados con Lansen y dos con Draken compone la división aérea de ataque Eskader 1 (con base en Gotemburgo) de la Kungl Svenska Flygvåpnet. El AJ-37, versión de ataque todo tiempo, está dotada de un radar de localización L.M. Ericsson PS-37A, que opera en banda X, e condiciones de suministrar datos para la localización del bla para la navegación y para el ataque

SAAB AJ-37 VIGGEN



En las ilustraciones está representado un ejemplar con la mimetización de cuatro tonos adoptada en 1974.
En los pilones ventrales están enganchados un depósito suplementario central y dos misiles aire-suelo RB-05E (representados en el perfil en tierra), en los pilones alares, dos contenedores para las ECM, representados junto con el depósito en el perfil en vuelo. Los equipamientos opcionales están constituidos por misiles RB.04E para el empleo contra blancos navales y pod lanzacohetes Bofors para el empleo contra blancos en tierra

0 1 2 m

roberto terrinoni





En orden descendente: detalle de las tomas de aire y del elemento anterior del tren de aterrizaje del Viggen presentado en la Exposición de París de 1969 (Archivo Alata).
La insólita disposición en tándem del par de ruedas de los parantes posteriores del tren de aterrizaje (Archivo Alata)

Su técnica

El Viggen es un canard con ala sin diedro y con planta en doble delta, con una flecha de 44° en el borde de ataque de las secciones internas de las semialas, de 58° a un tercio de la envergadura, y que aumenta a 63° en las puntas.

La curvatura del borde de ataque de los perfiles del ala se acentúa pasando de la raíz a las puntas, asegurando mejores características aerodinámicas en las altas incidencias. El borde de salida está ocupado totalmente por superficies móviles, de las cuales las dos internas son para el control de cabeceo, mientras que las dos externas aseguran el control de rolido. Las cuatro superficies citadas, además, pueden ser giradas hacia abajo, funcionando como hipersustentadores. La estructura alar está basada en dos resistentes largueros: el anterior que delimita posteriormente los compartimientos en los cuales se retraen los parantes del tren de aterrizaje, y el posterior al cual están articuladas las superficies móviles, unidos entre sí por las costillas. En estos elementos, de aleación liviana, está aplicado el revestimiento resistente de paneles en nido de abeja.

Solamente el turborreactor ocupa más de la mitad de la longitud del fuselaje cuya sección, a la altura de la deriva, está reducida considerablemente para seguir la regla de las áreas, presentando una estrangulación que disminuye bastante el volumen interno disponible. Desde la proa hacia la cola se encuentran: la trompa, que contiene el radar de localización y de tiro (que puede ser corrida hacia adelante sobre guías especiales para permitir un rápido acceso al aparato) un compartimiento para aparatos electrónicos, la cabina, y en la parte inferior el alojamiento del tren de aterrizaje anterior.

El puesto de pilotaje está flanqueado por las tomas de aire (cosa extraña para un avión bisónico de geometría fija), muy separadas de los laterales del fuselaje y seguidas por conductos de alimentación que convergen en una cámara "tranquilizante" directamente arriba del turborreactor. Todo el espacio libre está ocupado por depósitos de combustible. Más atrás, el dorso del fuselaje ha sido ensanchado levemente para mejorar el reflujo y, consiguientemente, la estabilidad longitudinal, en el régimen supersónico. Cuatro frenos aéreos de pétalos están articulados en el fuselaje, uno sobre el ala (en cada uno de los lados) y dos debajo de ésta.

El fuselaje tiene una estructura semimonocasco de tipo tradicional y utiliza forjados de aleación liviana y encolados resistentes al calor. El empleo del titanio está limitado a las zonas más delicadas y son muchísimos los paneles de acceso a los equipos.

Una característica sobresaliente del Viggen es el pequeño plano anterior, típico de la fórmula canard, cuyas superficies móviles, además de suministrar un eficaz medio para el control de cabeceo, contribuyen en gran medida a la sustentación del avión. La planta es en delta con flecha de 60° en el borde de entrada (también éste basado en perfiles, cuya curvatura se acentúa hacia los extremos). La estructura es de tipo clásico, con revestimiento de nido de abeja similar al del ala. La deriva presenta una flecha de 40° en el borde de ataque; ésta tiene estructura alveolar metálica y puede ser replegada sobre la derecha para facilitar su alojamiento en el hangar. El Viggen tiene también una pequeña aleta ventral.

El tren de aterrizaje posterior puede soportar un impacto a una velocidad vertical de descenso de 5 metros por segundo, permitiéndole tomar contacto con el terreno sin efectuar la clásica cabreada final, y con la consiguiente reducción de la longitud de aterrizaje. Cada parante está provisto de dos ruedas en tándem, y se retrae hacia el interior alojándose en el vientre del ala, acortándose automáticamente durante el retraimiento, mientras que el parante anterior giratorio, con dos ruedas más pequeñas una al lado de la otra, se retrae hacia adelante debajo de la cabina.

El puesto de pilotaje, que ofrece una óptima visibilidad dada la posición avanzada y la forma de la trompa, está presurizado y climatizado. El parabrisas está en condiciones de resistir el impacto de volátiles de 1 kg de peso para velocidades hasta 1100 km/h; un asiento eyectable SAAB permite abandonar el avión en caso de emergencia.

El turborreactor del Viggen es el RM.8A, desarrollado por la Volvo Flygmotor y derivado del americano Pratt & Whitney J T8D-22. Mientras que el generador de gas difiere poco de aquel del modelo americano, las más elevadas temperaturas y presiones de ingreso han requerido muchas modificaciones y sustituciones de materiales. El RM.8 es un turborreactor de doble flujo de elevada relación de compresión, que permite una considerable economía de consumo en el crucero subsónico y un elevado empuje (alrededor de 12000 kg) con quemador posterior. Este último, estudiado y realizado en Suecia, tiene una tobera totalmente variable de funcionamiento hidráulico, un sistema de control estudiado expresamente por la Bendix y un inversor de empuje que entra automáticamente en función cuando los amortiguadores del tren de aterrizaje se comprimen en contacto con el terreno. Como ya se ha dicho, las amplias tomas de aire para el RM.8 son de tipo tradicional y no disponen de ningún sistema para variar la geometría.

El combustible está contenido en dos depósitos alares, en un depósito sobre el motor, en otro depósito en cada lateral del fuselaje y en un último depósito a espaldas de la cabina. Bombas eléctricas aseguran la alimentación del motor con combustible proveniente del depósito central del fuselaje. Éste es alimentado continuamente por los depósitos periféricos, de los cuales el combustible es tomado de modo que se mantenga automáticamente un correcto equilibrio.

El Viggen dispone de dos equipos hidráulicos independientes de 210 kg/cm², provisto cada uno de una bomba accionada por el motor y de una bomba eléctrica de emergencia. El equipo eléctrico trifásico de corriente alterna está colocado al lado de un equipo de corriente continua de 28 volts con acumuladores (utilizado también para la puesta en marcha del motor) y de un aparato de emergencia accionado por un turbogenerador de 6kVA.

El conjunto de los comandos de vuelo utiliza la energía hidráulica suministrada por las dos bombas antes mencionadas. Dos circuitos independientes accionan los servocomandos de doble cuerpo. El ti-

món dispone de un único accionador, cada una de las superficies móviles internas para el control de cabeceo tiene dos y cada uno de los alerones externos, como también las superficies móviles anteriores poseen uno.

El Viggen está provisto de un piloto automático que asegura la estabilización y la disminución de las oscilaciones en los tres ejes, permite mantener la altura y la actitud prefijadas, mantener un rumbo asignado y efectuar automáticamente las viradas previstas por los procedimientos estándar. En la aproximación, un sistema de palanca automática libera al piloto de la obligación del control del empuje con un margen de ± 10 por ciento.





Para obtener la máxima flexibilidad, todo el armamento del Viggen es trasportado externamente: en la versión AJ-37, el Viggen dispone de cinco pilones fijos. Para las misiones de ataque puede llevar misiles aire-superficie RB.04E para el empleo contra objetivos navales, o bien aire-tierra RB.05A (también aptos para blancos terrestres), más varios tipos de cohetes, contenedores de armas automáticas o bien cañones Aden de 30 mm. La versión de ataque puede ser adaptada a las misiones de interceptación armándola con misiles aire-aire.

Sin embargo, el corazón del Viggen es su calculadora miniaturizada digital CK-37, realizada por la misma SAAB, que provee a todas las funciones de navegación, penetración a bajísima altura, control de tiro, pilotaje automático, cálculo del combustible necesario para efectuar la misión adecuada al avión, y elabora los datos recibidos por la red defensiva sueca STRIL 60. La mayor parte de la aviónica del avión está integrada con la calculadora, como el radar L.M. Ericsson PS-37A que provee a una cobertura muy amplia y es poco sensible a las contramedidas electrónicas, que van del sistema de control automático de la velocidad, al aparato "de cabeza alta", al radar altímetro, al Doppler, al sistema de aterrizaje automático TILS.

Su evolución

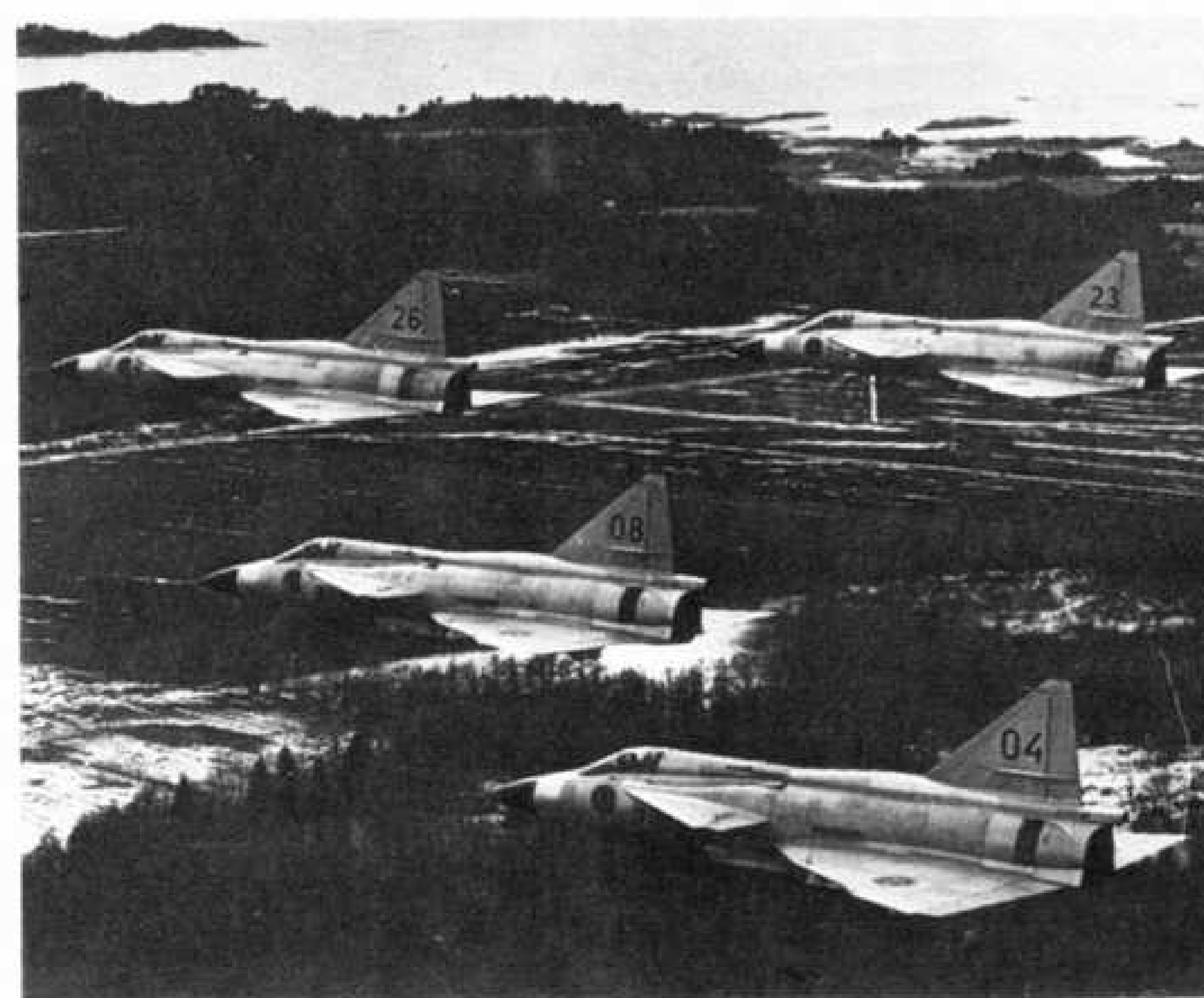
El primer prototipo del SAAB 37 salía de fábrica el 24 de noviembre de 1966 y volaba once semanas más tarde, el 8 de febrero de 1967, piloteado por el jefe de los pilotos de prueba mayor Erik Dahlström. Poco después seguía el segundo de una serie de siete prototipos, de los cuales el último era el primero de la versión biplaza, y antecesor del avión de adiestramiento de serie SK-37.

En febrero de 1968, la SAAB recibía el primer pedido para la entrega de 100 AJ-37 (de ataque a tierra e interceptación), cuyas entregas comenzaban en junio de 1971, con opción para otros 75 ejemplares, que fue realizada dos años más tarde (en octubre de 1970) comprendiendo también algunos ejemplares de SK-37 de adiestramiento, versión caracterizada por un segundo puesto de pilotaje sobreelevado y provista de periscopio, obtenida sacrificando algunos componentes de la aviónica y parte del combustible del fuselaje.

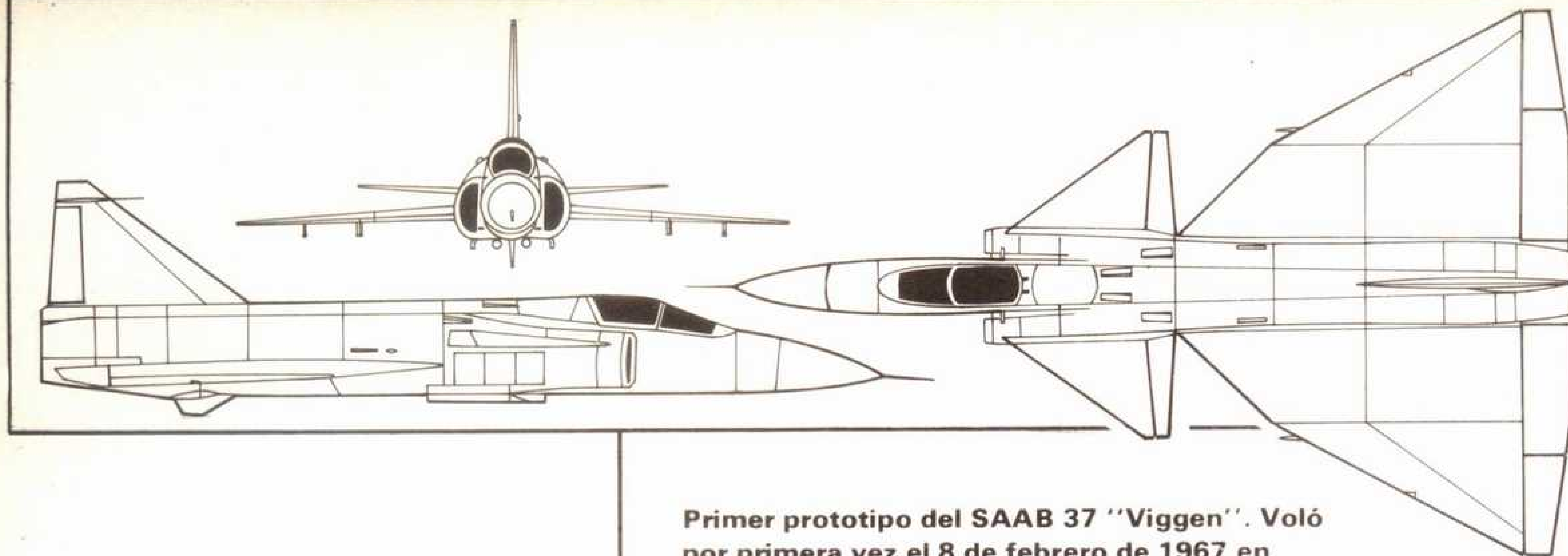


Arriba: formación de cuatro Viggen de preserie (Archivo Bignozzi). Izquierda: el cuarto prototipo fotografiado en vuelo con un pod fotográfico debajo de la semiala derecha (Archivo Catalanotto)

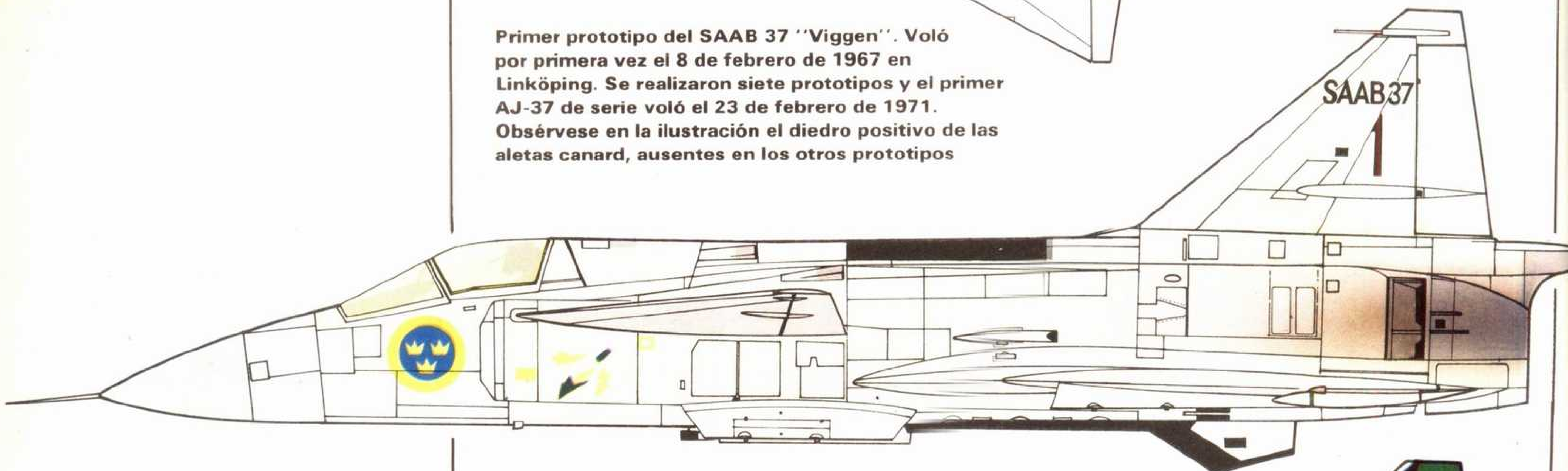




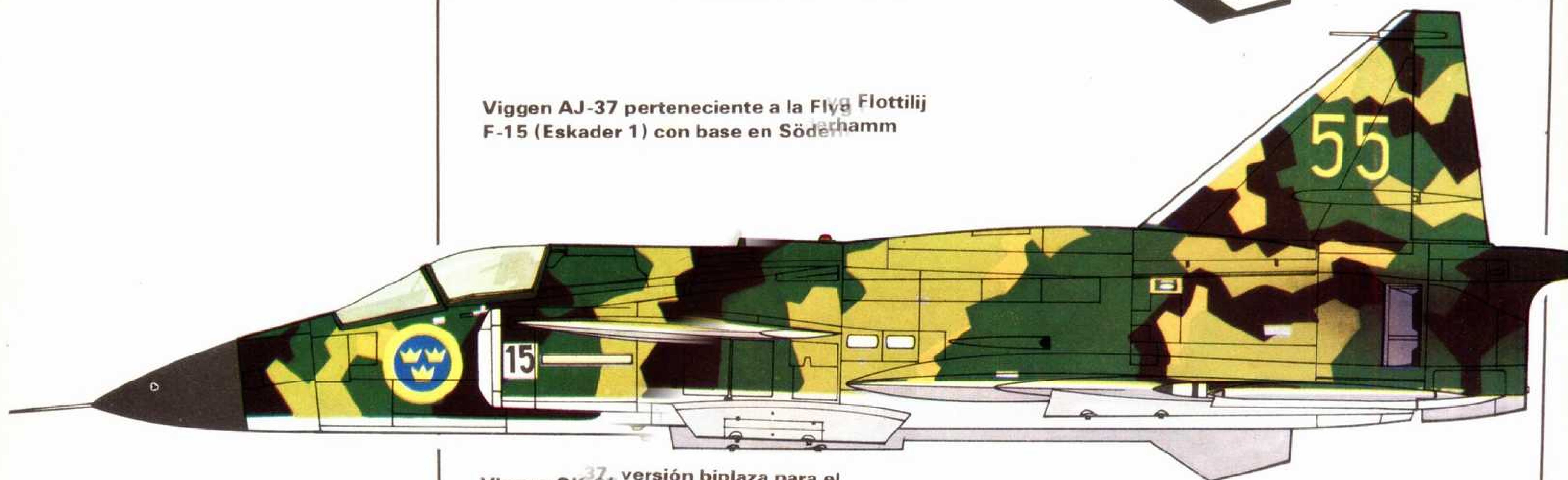
Arriba, izquierda: un SAAB AJ-37 decolando, con depósito ventral y dos misiles aire-superficie RB.05A. Arriba: un AJ-37 de la 7a. Flyg Flottilj (F-7) de la Flygvåpnet volando con contenedores de cohetes y el depósito ventral. Izquierda: cuatro AJ-37 también de la F-7 en formación sobre un característico paisaje escandinavo (Archivo Rotondi)



Tríptico del primer prototipo real designado SAAB 73-0 y presentado en abril de 1964. Está caracterizado por el diedro negativo del ala y por el positivo (conservado en el primer prototipo) de la aleta canard



Primer prototipo del SAAB 37 ''Viggen''. Voló por primera vez el 8 de febrero de 1967 en Linköping. Se realizaron siete prototipos y el primer AJ-37 de serie voló el 23 de febrero de 1971. Obsérvese en la ilustración el diedro positivo de las aletas canard, ausentes en los otros prototipos



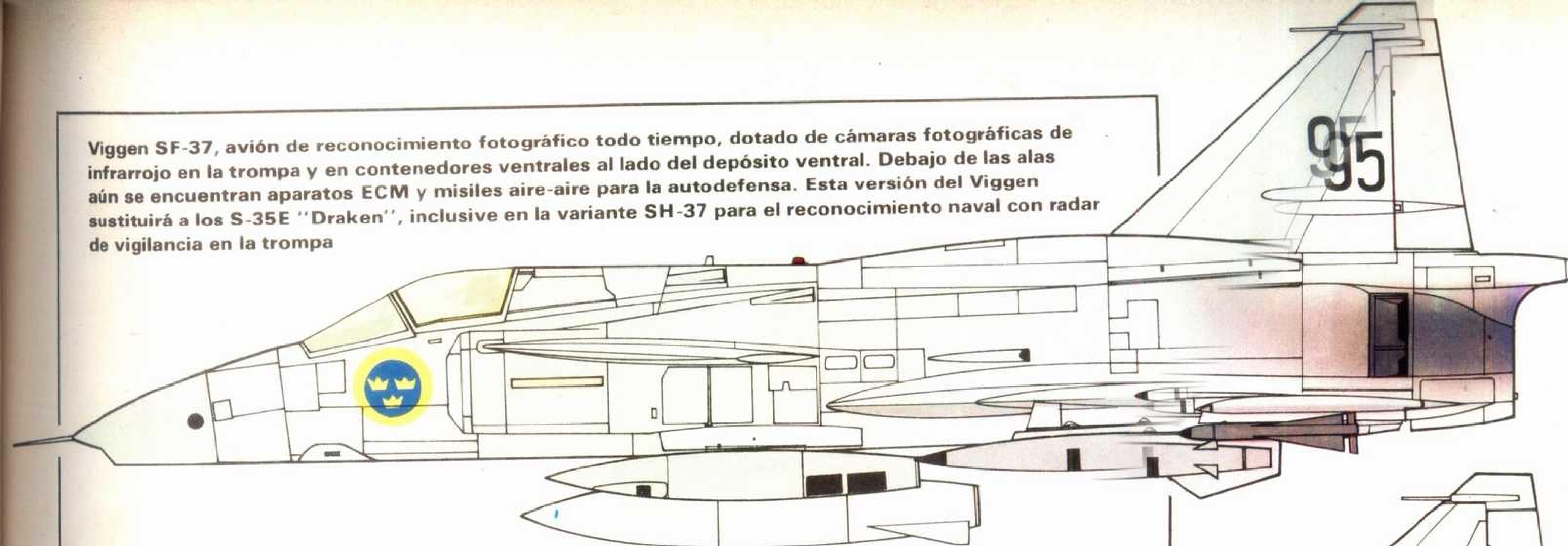
Viggen AJ-37 perteneciente a la Flyg Flottilj F-15 (Eskader 1) con base en Söderhamm

Viggen SK-37, versión biplaza para el adiestramiento. Perteneciente al Squadron de adiestramiento de la F-15, también puede ser utilizado, en caso de necesidad, para el ataque. Para permitir la introducción de la segunda cabina, en estos aviones se redujeron los depósitos internos, por lo tanto, los Viggen biplaza están siempre dotados de un depósito auxiliar, enganchado al pilón central. Obsérvese el empenaje de mayor dimensión en la punta

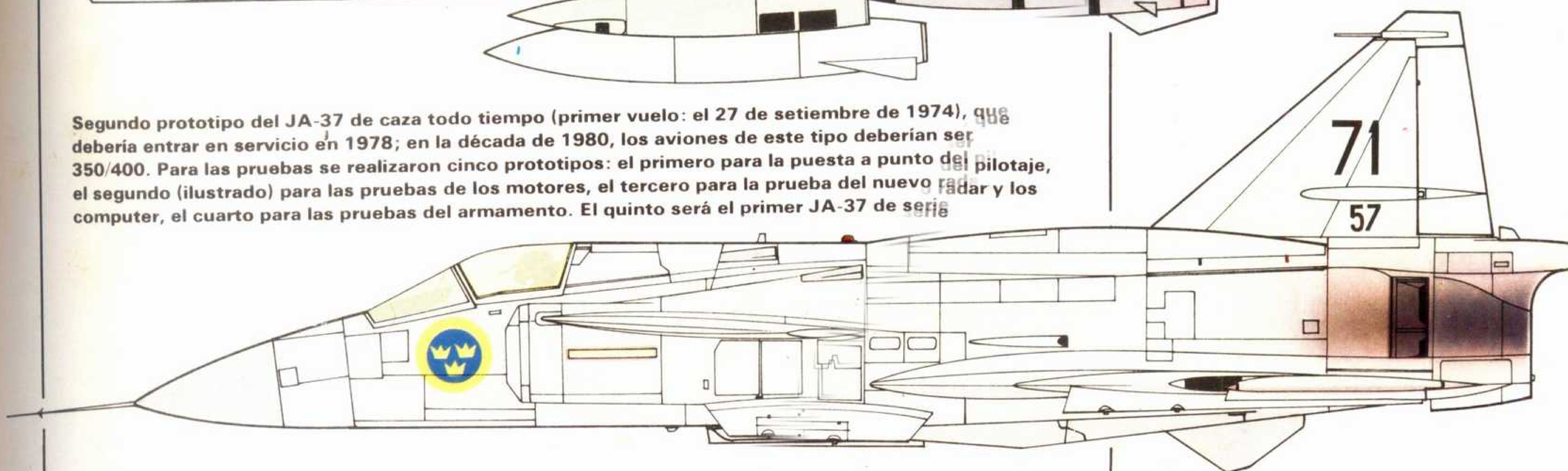


0 1 2 3 m

roberto terrinoni

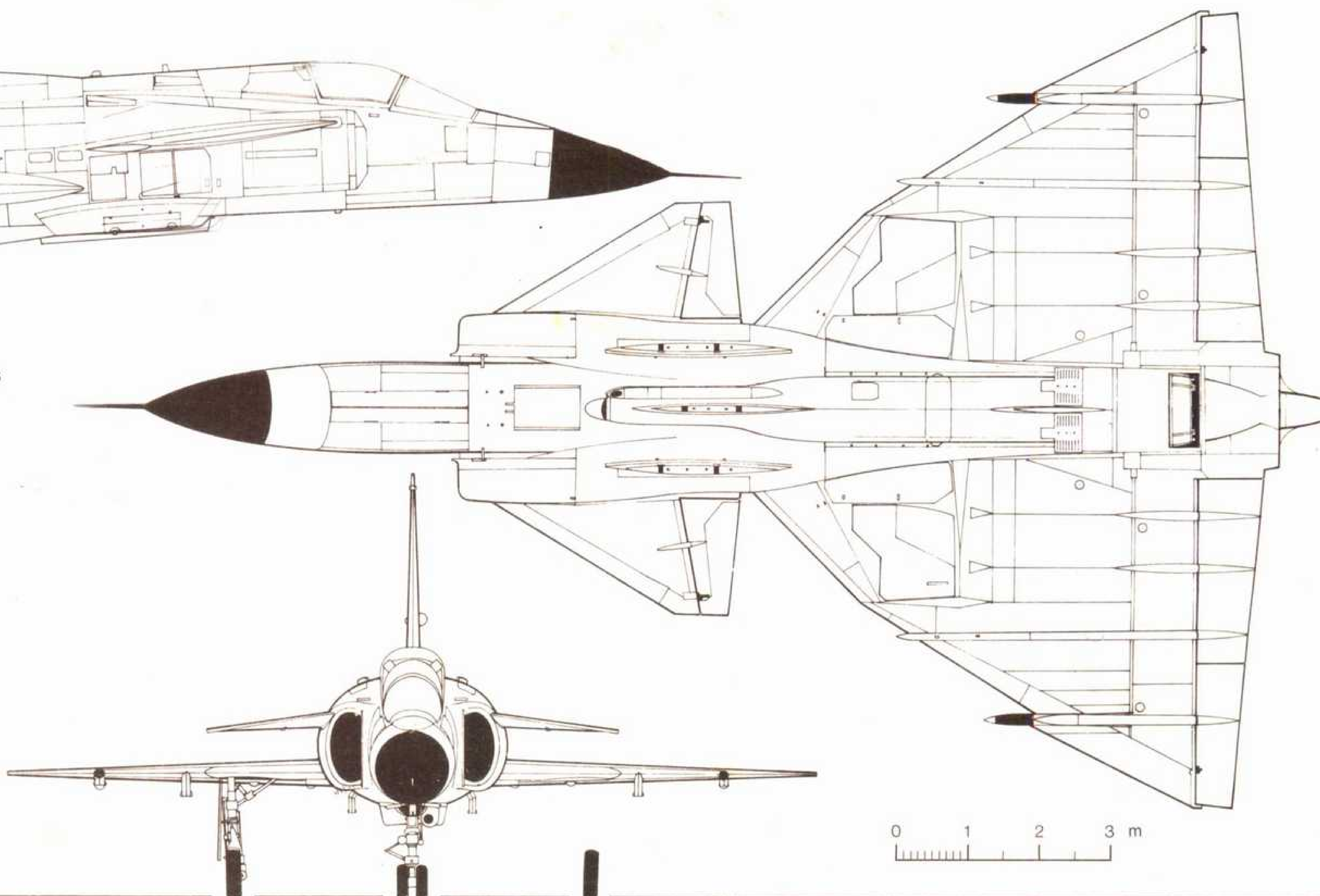


Viggen SF-37, avión de reconocimiento fotográfico todo tiempo, dotado de cámaras fotográficas de infrarrojo en la trompa y en contenedores ventrales al lado del depósito ventral. Debajo de las alas aún se encuentran aparatos ECM y misiles aire-aire para la autodefensa. Esta versión del Viggen sustituirá a los S-35E "Draken", inclusive en la variante SH-37 para el reconocimiento naval con radar de vigilancia en la trompa

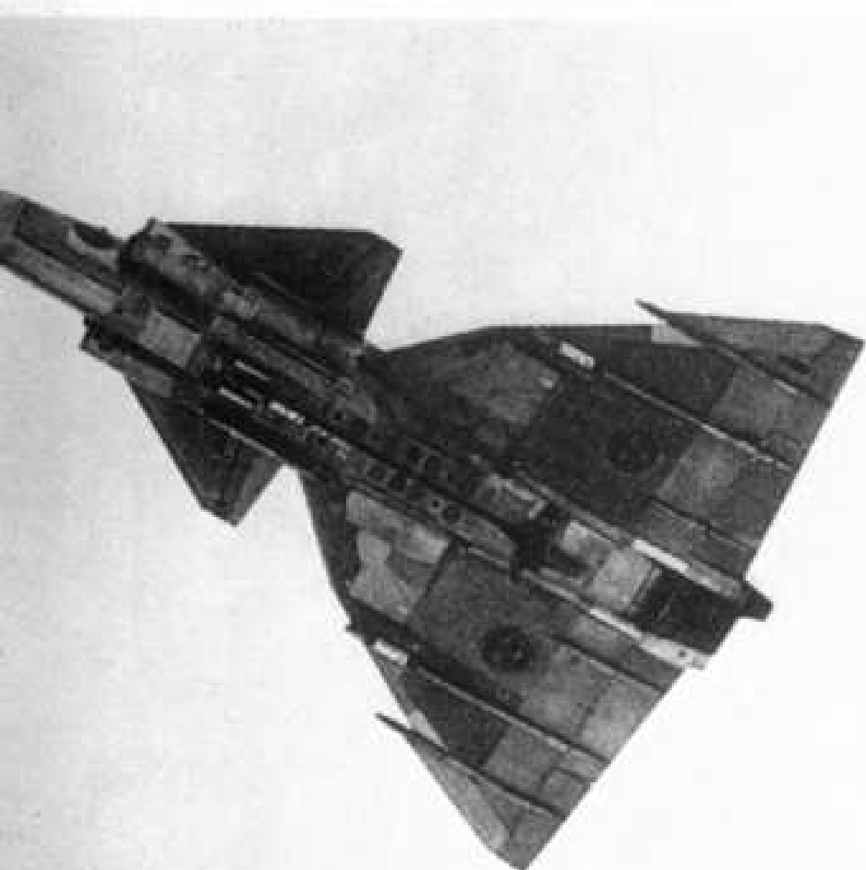


Segundo prototipo del JA-37 de caza todo tiempo (primer vuelo: el 27 de setiembre de 1974), que debería entrar en servicio en 1978; en la década de 1980, los aviones de este tipo deberían ser 350/400. Para las pruebas se realizaron cinco prototipos: el primero para la puesta a punto del pilotaje, el segundo (ilustrado) para las pruebas de los motores, el tercero para la prueba del nuevo radar y los computer, el cuarto para las pruebas del armamento. El quinto será el primer JA-37 de serie

SAAB 37E EUROFIGHTER



Similar al JA-37, se distingue de éste externamente por el cañón ventral Oerlikon de largo alcance de 30 mm y otro par de criques para los elevones. Propulsado por un turborreactor RM.8B, más potente que el RM.8A, está dotado de radar Doppler de la L.M. Ericsson, especialmente resistente a las ECM enemigas.
También los computer central y digital son de nueva concepción (fabricados en América por la Singer-Kearfott y la Garret Air Research, respectivamente) como el equipo de radio. Todo desemboca en visores que revelan inmediatamente los datos de vuelo, navegación, posición de los blancos, situación del armamento y fuego. Además del cañón, el armamento está compuesto por misiles aire-aire RB.24 y RB.28





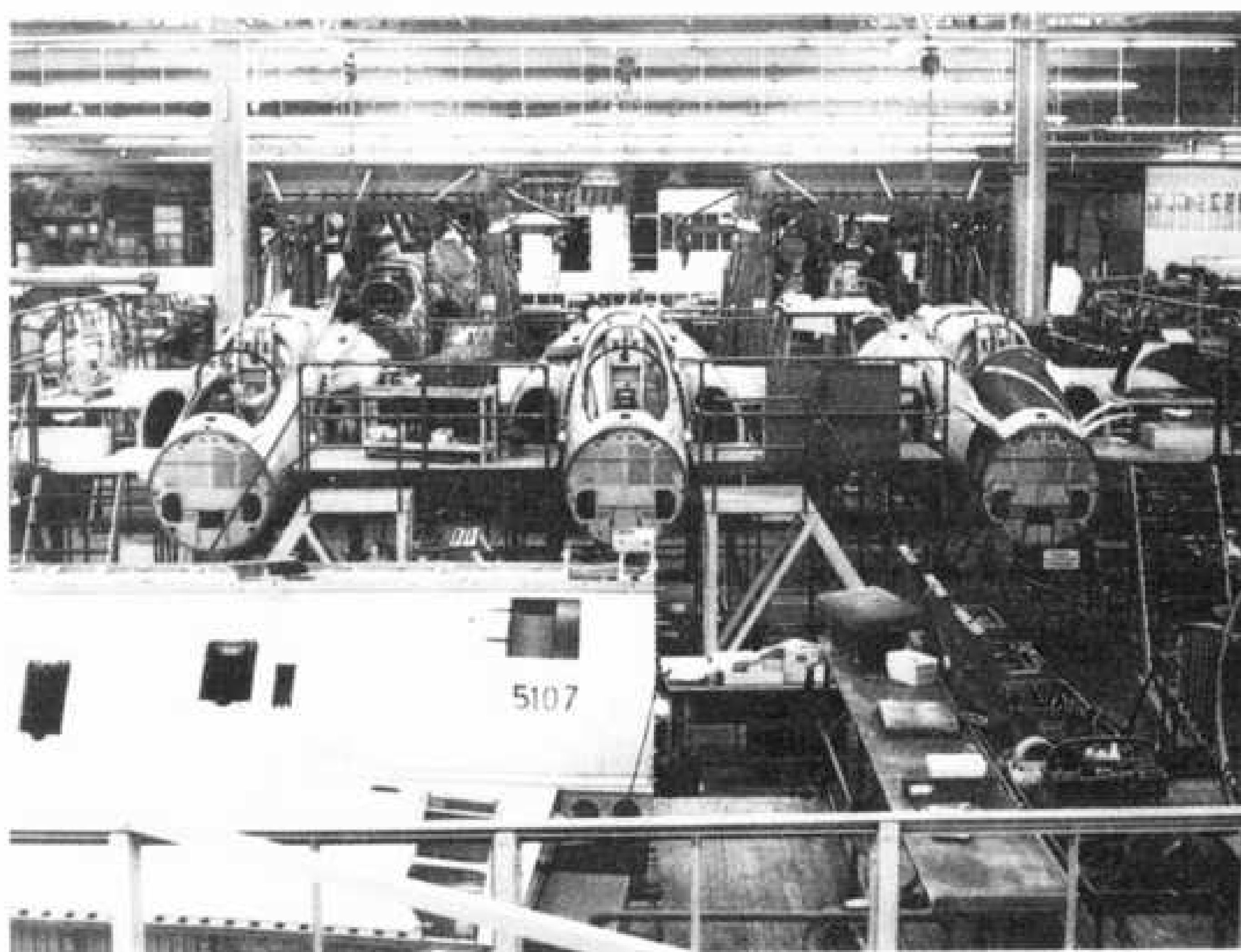






En las tres fotografías de arriba, en orden descendente: esta vista inferior permite apreciar la original configuración del caza sueco (Archivo Catalanotto). El SF-37, versión de reconocimiento del Viggen (Archivo Rotondi). La versión biplaza del Viggen, SK-37 (Archivo Bignozzi). En las dos fotografías de arriba a la derecha: un AJ-37 en la coloración mimética con cuatro tonos de color adoptada por la aviación sueca a fines de 1974 (Archivo Rotondi).
Un SF-37, que acaba de decolar, con un depósito suplementario, dos pod de reconocimiento, contenedores de cohetes y misiles aplicados a los pilones alares (Archivo Rotondi).
Al lado: una imagen de la cadena de producción del Viggen en Linköping

Mientras que la fabricación del AJ-37 procedía de acuerdo con el programa establecido, se ponía a punto el estudio del modelo SF-37 de reconocimiento fotográfico, y el del SH-37 de reconocimiento naval. Ambas versiones fueron realizadas en 1973 y están dotadas de misiles aire-aire para la autodefensa, colgados de dos pilones alares. El equipamiento del SF-37 comprende un colimador óptico especial, cámaras de toma de infrarrojo para fotografías verticales y oblicuas, como también un equipo ECM (contramedidas electrónicas). El SH-37, además de equipos comunes al SF-37, posee un radar de vigilancia instalado en el radomo de proa, una cámara fotográfica para la toma de la pantalla de radar, un registrador para el ECM y otros equipos para la registración de datos. Los puntos de soporte externos pueden ser utilizados para contenedores de equipos para ECM activas o pasivas, para sistemas para la toma fotográfica nocturna, mientras que un depósito auxiliar puede ser aplicado debajo del pilón central.



La versión JA-37 de interceptación dispone de un cañón de largo alcance Oerlikon de 30 mm y misiles aire-aire de localización automática, además de un radar avanzado L.M. Ericsson de gran alcance para la localización y el seguimiento del blanco. A comienzos de 1974, volaban cuatro ejemplares de AJ-37 modificados según la configuración JA-37, cuyo primer ejemplar de serie lo hizo en el trascurso de 1975. Para esta variante se encuentra actualmente en fase de desarrollo un modelo de mayor empuje del turborreactor, el RM.8B.

Su empleo

El SAAB 37 "Viggen", realizado como medio de propósitos múltiples en el sistema defensivo sueco de la década del setenta, comenzó a sustituir a los Lansen y los Draken de la Flygvåpnet en 1972, y algunas unidades de primera línea de la aviación sueca ya recibieron este avión en sus diversas versiones.

Los primeros AJ-37 entraron en servicio en el ala F-7 en Sätenäs, que dispone también de la versión biplaza SK-37 y, posteriormente, en la otra unidad de ataque a tierra (el F-6), que tiene su base en Karisborg. Las unidades de aviones de interceptación (F-10 y F-12) que hasta ahora tenían en línea las diversas versiones del Draken, a partir de 1978 comenzaron a ser reequipadas con la versión JA-37, similar al modelo conocido como "Eurofighter SAAB 37E" ofrecido a Noruega, Dinamarca, Bélgica y Holanda.

Hacia fines de la década de 1970, también fueron reequipadas las unidades de Suecia oriental y las de Norrland meridional.

De los resultados prácticos obtenidos por los primeros grupos operativos, se ha llegado a la confirmación de que el Viggen es más preciso en el tiro que sus antecesores por lo menos en un 25 por ciento; debe subrayarse que el mismo es asistido en tierra por una escuadra de siete hombres, de los cuales uno solamente es técnico y los otros seis son personal de reclutamiento sin experiencia específica. El avión puede ser preparado para la misión en 15 minutos aproximadamente.

Las misiones características de este avión son a baja altura hasta 500 km de radio de acción o bien hasta 1000 km con aproximación y retirada en altura (HI-LO-HI) a números de Mach igual a 0,6, y ataque a baja altura a Mach 0,9. El sistema de control de vuelo AFCS puede ser utilizado hasta unos sesenta metros de altura, y el control de navegación es exacto en un 99 por ciento a una distancia de 1000 kilómetros. En lo que se refiere al adiestramiento, el pasaje al Viggen se realiza haciendo que los alumnos pilotos, que deben poseer por lo menos 450 horas de vuelo, de las cuales 150 horas cumplidas en el Lansen, realicen un primer curso básico de cuatro meses con siete horas de vuelo simulado, dos horas en SK-37 y 28 horas en un AJ-37. El adiestramiento operativo dura ocho meses y comprende 20 horas de vuelo en el simulador y 80 horas de vuelo en el AJ-37.

GRUMMAN
F-14 Tomcat



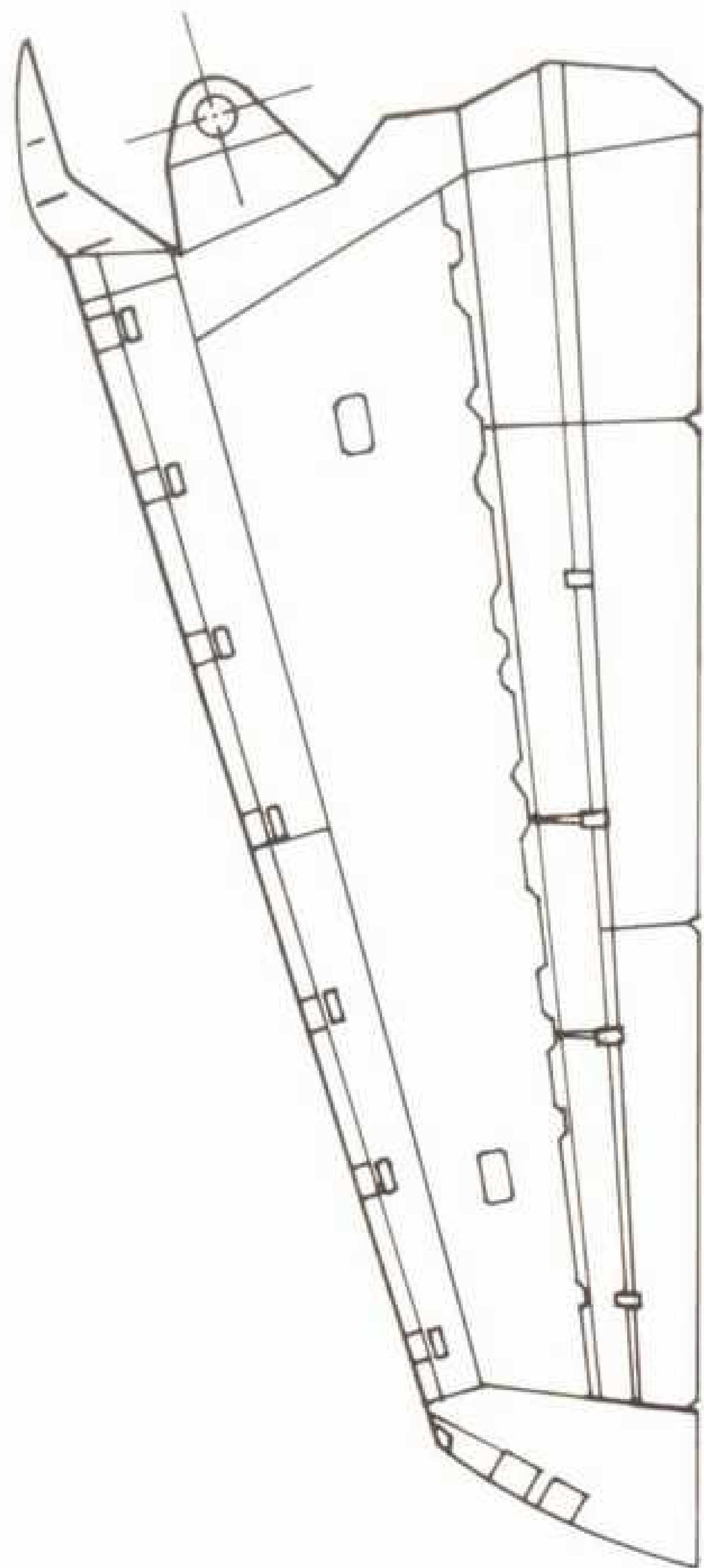
Uno de los primeros F-14A volando con el ala en la máxima envergadura. Es evidente la disposición de los motores ampliamente separados entre sí, determinando de este modo un achatamiento de la popa que asume la forma de "cola de castor" (Foto Howard Levy)

La geometría variable en vuelo, aplicada en aviones bélicos, indudablemente tiene una de sus más tenaces defensoras en la casa estadounidense Grumman, casi tradicional proveedora de aviones (entre los cuales se cuentan los caza de la famosa serie de los "gatos") de la U.S. Navy. Los primeros pasos de la casa de Bethpage con la geometría variable se remontan inclusive a 1949, cuando la marina estadounidense recibió la propuesta de la Grumman para construir un monorreactor de caza embarcado, el XF-10F "Jaguar". Este corpulento avión, que llevaba semialas unidas mediante bisagras a un elemento central, el cual efectuaba un movimiento de traslación hacia adelante cuando la flecha llegaba a los valores máximos (42° 30') y hacia atrás, en cambio, cuando la flecha era mínima (13° 30'), voló por primera vez el 19 de mayo de 1952, pero no fue por cierto un éxito. Un peso máximo de alrededor de 16 toneladas era, indudablemente, muy elevado para los aproximadamente 5000 kg de empuje que el reactor Westinghouse J-40 podía suministrar (con la ayuda de la combustión posterior). El interesantísimo Jaguar encontró tales y tantos problemas de estabilidad y controlabilidad que, sumándose a aquéllos debidos al motor, produjeron el siguiente resultado final: de los 100 ejemplares ordenados originariamente por la U.S. Navy, sólo el primer prototipo terminó volando.

CARACTERÍSTICAS		F-14A
Envergadura máxima	m	19,558 (en una flecha de 20°)
Envergadura mínima	m	11,633 (en una flecha de 68°)
Largo total	m	18,872
Altura	m	4,877
Superficie alar	m²	52,490
Peso vacío	kg	17 237
Peso total	kg	25 401 (con 4 misiles Sparrow)
Peso total	kg	29 484 (con 6 misiles Phoenix)
Peso total	kg	31 101 (para misiones de interdicción y ataque a tierra)
Peso con sobrecarga	kg	32 658
Motores tipo		Pratt & Whitney TF 30-P-412A
Empuje máximo (con combustión posterior)	kg	2 x 9 480
Velocidad máxima en altura	km/h	2 510 (Mach 2,34)
Velocidad máxima a cota 0	km/h	1 473 (Mach 1,2)
Trepada a la altura de	m	18 288
en el tiempo de		2' 6" (con un peso de 24 948 kg)
Techo práctico		más de 17 000 m
Radio de acción	km	725 (1) (aprox.)
Carga máxima de combustible interno	kg	7 348
Carga bélica máxima	kg	8 255

(1) con combustible interno solamente, 4 Sparrow y 2' de combate a 3 048 m de altura.

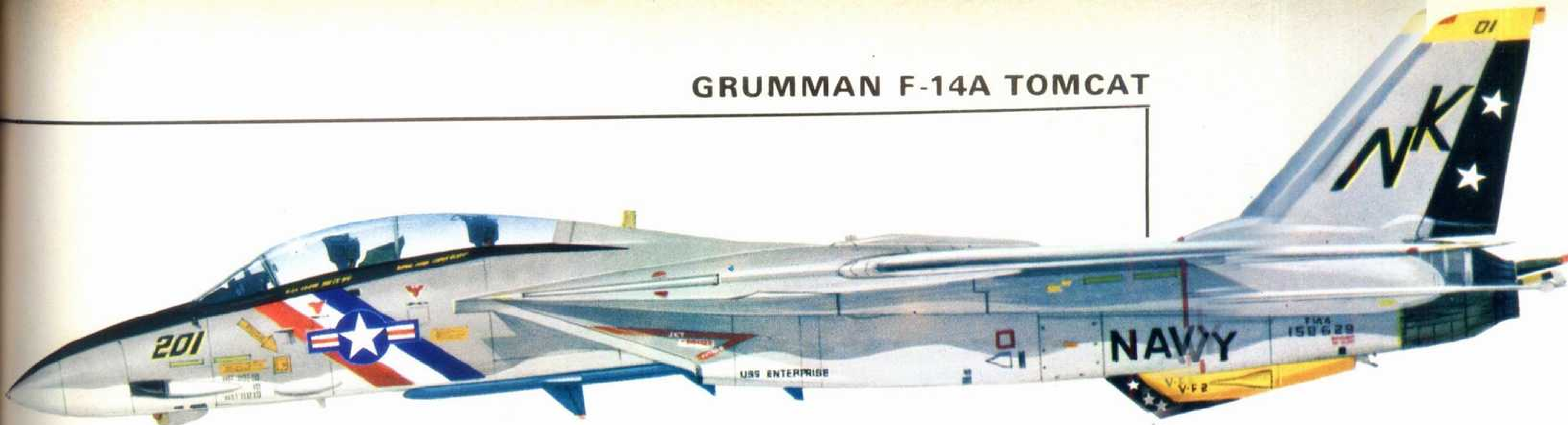
Alrededor de doce años más tarde, el 21 de diciembre de 1964, efectuaba su primer vuelo uno de los más controvertidos aviones americanos, el bireactor F-111 que, de acuerdo con las intenciones del secretario de defensa Robert Mc Namara, debe-






01
NK
201
NAVY
USS ENTERPRISE
VF-2

GRUMMAN F-14A TOMCAT



F-14A (matrícula 158629) del VF-2 perteneciente a la Wing (indicada con la sigla NK) embarcada en el portaaviones Enterprise después del periodo preoperativo en la Naval Air Station de Miramar, California. En la vista de arriba se muestran los misiles Sparrow con su característica coloración azul-polvo.
En las vistas en planta puede apreciarse la variación de la flecha alar en las posiciones extremas de vuelo (en tierra puede ser aún mayor para su estiba), y la indicación —con línea de guiones— de las aletas retráctiles en el borde de entrada de la sección central alar, fija.
En la vista de abajo se observan los alojamientos para los misiles, en número de cuatro, de los cuales sólo dos están ilustrados. La pequeña flecha azul, en la vista en tierra, indica la varilla retráctil para el reabastecimiento en vuelo, en posición extraída. Las pequeñas leyendas en rojo debajo de la matrícula, en cada costado de cada una de las aletas ventrales, dicen **BEWARE OF BLAST**, ''atención con el chorro''. A los lados del techo, en amarillo, los nombres de los componentes de la tripulación; las indicaciones y las decoraciones amarillas son de dos tonalidades diferentes, una clara y la otra más oscura. Apenas son visibles las luces de posición de baja intensidad (con forma de largos rectángulos) para el vuelo en formación, colocadas en los costados de la trompa, en las puntas de las alas y en el dorso del fuselaje a la altura de la banda roja que lo rodea. Coloración general: gris claro para las superficies superiores y blanco-blanco gris para las inferiores

0 1 2 3 m

pino dell'orco







En orden descendente: uno de los F-14A asignados al Readiness Squadron VF-124 para el primer ciclo de evaluaciones operativas, en vuelo con los misiles Sparrow (Archivo Bignozzi).
Un F-14A en el momento del carreteo durante las pruebas. El avión aún lleva la sonda para las cápsulas barométricas destinadas a alimentar los instrumentos de prueba (Archivo Coggi).
Un F-14A del VF-124 presentado en la Exposición de Paris de 1973: en la fotografía, el avión durante el carreteo (Archivo Catalanotto)

ría militar tanto en las filas de la USAF como en las de la U.S. Navy y del U.S. Marine Corps. No obstante una dificultosa puesta a punto, que se prolongó por varios años, este gran avión (con una envergadura alar y peso máximo del orden de los 20 m y de más de 45 toneladas, respectivamente) suministraría una prueba convincente de la validez del esquema sostenido por la NASA para el ala en flecha variable, basado en la disposición de las bisagras ya no en el eje del avión, sino en los extremos de un tocón central del ala, adherido al fuselaje. A pesar de que la casa constructora del F-111 fue la General Dynamics, a la Grumman se le asignó una gran labor de subprovisión, además de la fabricación de la versión naval del avión, conocida como F-111B. El valor de semejante experiencia en el campo de las perfeccionadas técnicas del ala en flecha variable, sería utilizado posteriormente por la Grumman, y con gran habilidad, en el más reciente de sus caza embarcados, último representante de la ilustre genealogía de los "gatos", el F-14 "Tomcat".

La necesidad de lograr un nuevo caza de performances muy avanzadas, iba manifestándose progresivamente para la U.S. Navy en la segunda mitad de la década del sesenta con la aparición de una nueva generación de aviones de reacción soviéticos de importantísimas características de vuelo, y con la previsible asignación de los mismos, por tiempos más o menos prolongados, a las aviaciones militares de los países satélites. A las especificaciones de la marina estadounidense para el nuevo caza (indicado como VFX-1), la Grumman respondió con una propuesta que terminaría concretándose en el Tomcat, y que fue aceptada por la U.S. Navy a comienzos de 1969. El gran avión fue proyectado por el aguerrido grupo de técnicos dirigidos por Mike Pelehach y voló como prototipo el 21 de diciembre de 1970. El mismo estuvo destinado a misiones de escolta y superioridad aérea con armamento de misiles y un cañón Vulcan, al apoyo táctico con un considerable armamento de caída, y a la protección en grandes distancias de formaciones navales (gracias a un armamento basado en misiles de gran alcance).

Su técnica

Surgido del análisis y del progresivo perfeccionamiento de las diversas soluciones propuestas para satisfacer las difíciles especificaciones de la U.S. Navy, y que exigieron el estudio de fórmulas de una sola deriva, con dos empenajes verticales de marcado diedro y ala baja, el Tomcat actual (Model 303-E) es un birreactor de doble deriva, con los motores alojados en las góndolas motrices aplicadas en el vientre de la sección central del ala y que se unen a la sección posterior del fuselaje, con cabina de pilotaje biplaza en tándem, tren de aterrizaje triciclo anterior retráctil y ala en flecha variable.

El ala es, indudablemente, la parte más interesante del avión y la que más contribuye para asegurarle excepcionales performances de maniobrabilidad y velocidad. La posibilidad de llegar a ángulos de flecha particularmente elevados (hasta 68° en la configuración de máxima velocidad, que pueden aumentar a 75° cuando el avión está detenido en tierra, para facilitar su hangaraje incluso en portaaviones) le permite al avión alcanzar fácilmente velocidades más que bisónicas, llegando hasta Mach 2,34, mientras que los fuertes dispositivos hipersustentadores (aletas anteriores divididas en dos secciones por cada semiala, y superficies de ranura, con angulaciones máximas de 35°, en tres secciones por semiala, en el borde de salida) permiten alcanzar tanto velocidades de sustentación extremadamente reducidas, como una excepcional capacidad de maniobra (los posteriores) para las exigencias de combate a velocidades subsónicas y transónicas. El accionamiento de las superficies posteriores citadas resulta contrariamente inhibido, como puede intuirse, en la configuración de flecha máxima.

A lo largo de casi toda la envergadura, en la parte anterior de los hipersustentadores del borde de salida, el dorso del ala lleva los disruptores, basados en cuatro paneles por semiala, utilizados para el control directo de la sustentación, para permitir trayectorias de aproximación más empinadas, aumentar la resistencia aerodinámica y el peso adherente durante la carrera de aterrizaje. Además los disruptores suministran un fuerte medio para el control de rolido hasta tanto el ángulo de flecha del ala no supere los 55°, cuando la acción antisimétrica de los dos semiplanos horizontales no resulta adecuada para un avión del tamaño del Tomcat, que carece totalmente de alerones.

La estructura de cada semiala está basada en un cajón de doble larguero utilizado como depósito integral, con revestimiento de titanio que en la raíz se une mediante las orejas adheridas a los pernos de articulación, a la sección central alar. Éste tiene como elemento resistente una fuerte caja de titanio dispuesta perpendicularmente al eje del avión, con poco más de 6,5 m de longitud y con un peso de aproximadamente 800 kg, obtenida mediante soldado al haz electrónico de unos treinta elementos forjados. La Grumman, dadas las exigencias impuestas por la realización del Tomcat, ha dedicado grandes esfuerzos a los problemas surgidos de la elaboración del titanio y sus aleaciones, poniendo a punto tecnologías extremadamente refinadas que han permitido obtener una elevadísima productividad y que utilizan, además del ya citado soldado al haz electrónico, procedimientos de corte de rayos laser y de taladro ultrasónico. Una indicación de los problemas tecnológicos que fue necesario resolver para la realización del F-14 puede deducirse, en efecto, del intenso empleo del titanio, considerado generalmente un material netamente de vanguardia y utilizado hasta ahora en forma fundamental por sus conocidísimas características de resistencia aun a tempera

turas elevadas. En efecto, este material es utilizado intensamente en la estructura del F-14, de la cual representa casi un cuarto (en peso), precisamente gracias a la disponibilidad de tecnologías que permiten aprovechar a fondo las excelentes capacidades mecánicas y su muy reducido peso.

Una interesante característica de la superficie alar del Tomcat, que está basada en perfiles laminares de tipo clásico para hacer más simples las guarniciones de resistencia entre las semialas y los compartimientos del fuselaje en los cuales éstas se introducen (y también dado que la combinación de elevados ángulos de flecha y abundantes hipersustentadores permite obtener excelentes características aerodinámicas en ambos extremos de la gama de velocidades de vuelo, sin que sea necesaria la adopción de perfiles supercríticos), son las pequeñas aletas anteriores de planta triangular que sobresalen del borde de ataque con fuerte flecha de la sección central alar. Éstas permiten además, incrementar la maniobrabilidad a velocidad subsónica y transónica y reducir, en vuelo netamente supersónico, las angulaciones (y, en consecuencia, también la resistencia aerodinámica) del empenaje horizontal, necesarias para asegurar un correcto equilibrio del avión. Además, la calculadora tiene una importancia determinante al asegurarle al F-14 excepcionales posibilidades en el combate maniobrado; ésta, basándose en los valores del número de Mach y del factor de carga de vuelo, controla las variaciones de la flecha alar, de modo que le permiten al avión aprovechar al máximo sus características aerodinámicas.

El fuselaje del Tomcat sale de los esquemas habituales, característicos de los aviones de fórmula tradicional, y su sección de mayores dimensiones, cuya línea está perturbada solamente por la protuberancia del sensor de infrarrojo ventral y por la amplia capota trasparente dorsal, está situada en la parte anterior de las tomas de aire de los reactores. Procediendo desde la raíz del borde de ataque alar hacia la cola, el fuselaje asume una forma cada vez más chata, terminando en el labio horizontal dispuesto entre las toberas de escape de los reactores. Dos frenos aéreos sobresalen del dorso y del vientre de la última sección del fuselaje, permitiendo fuertes reducciones de velocidad en combate y un exacto control de la trayectoria tanto en la ejecución de misiones de bombardeo como en la aproximación para el aterrizaje, mientras que el dorso de la sección central del ala, adherida al fuselaje, lleva cuatro placas antideslizamiento. Una interesante característica aerodinámica del fuselaje, correspondiente al insólito aspecto de sus secciones trasversales y al efecto de pantallas laterales ejercido por las góndolas de los motores, consiste en que en las máximas incidencias de vuelo éste contribuye en medida significativa a la sustentación del avión, reduciendo en consecuencia (a igual sustentación total) las cargas que actúan sobre el ala, como también los momentos de flexión determinados por las aceleraciones que actúan sobre las masas del mismo fuselaje. La estructura de este último es de tipo tradicional, y su volumen interno es utilizado en su mayoría para alojar buena parte de la carga de combustible.

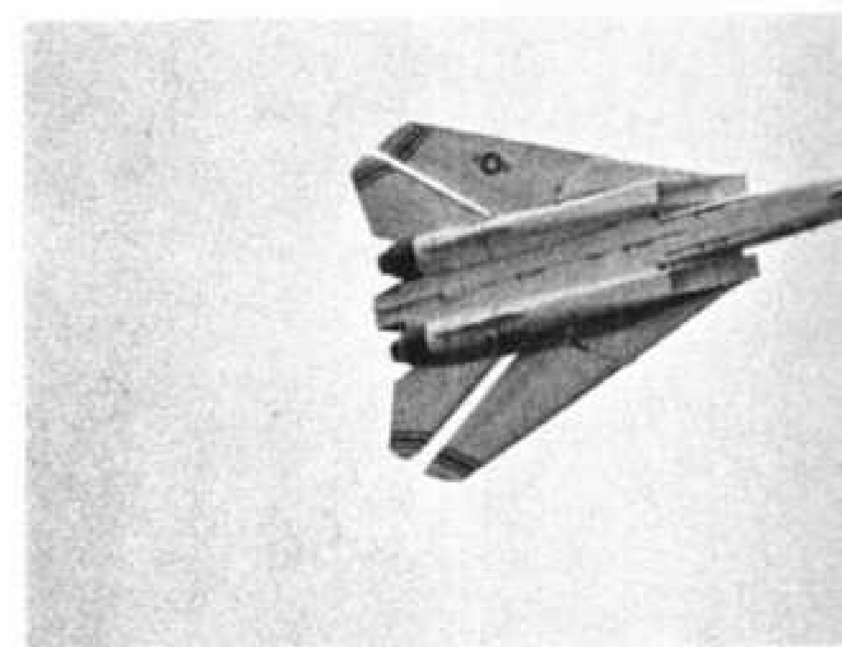
Los empenajes del Tomcat responden a la fórmula de doble deriva, que parece haberse vuelto común en varios de los más modernos aviones de reacción de elevadas performances, entre los cuales se hallan el soviético MiG-25 y los estadounidenses F-15 y F-17. La división en dos planos de la superficie necesaria para asegurarle al avión las deseadas características de estabilidad y controlabilidad direccionales está dictada, evidentemente, tanto por la consideración de que un solo empenaje de imponentes dimensiones, además de acarrear grandes problemas para el alojamiento en los hangares de a bordo en los portaaviones, determinaría seguramente grandes cargas de torsión en la sección posterior del fuselaje, como por la búsqueda de una configuración que asegurase la mínima resistencia aerodinámica de la sección posterior del fuselaje en el vuelo a las máximas velocidades, como también, por último, por la necesidad de alejar los empenajes verticales (ligeramente divergentes hacia arriba) de la zona de flujo violentamente interrumpido que se manifiesta en el dorso del fuselaje en el vuelo a las máximas incidencias. En cuanto a incidencias, el Tomcat ha demostrado que puede llegar a los 77°, mantenerse prolongadamente a 55°; y volar dentro de una gama que supera los 120°, incluidas aquéllas en vuelo invertido.

El empenaje horizontal, de poco más de 10 m de envergadura y dispuesto más abajo del ala, está constituido por dos semiplanos totalmente móviles, con estructura de cajón de doble larguero con revestimiento en fibras de boro impregnadas de resina epoxídica, cuyas rotaciones simétricas aseguran el control de cabeceo del avión, mientras que las antisimétricas le permiten el control de rolido en las configuraciones con elevada flecha alar, y contribuyen a la acción diferencial de los disruptores alares en las configuraciones con flecha reducida. Dos aletas ventrales ayudan a mantener la estabilidad direccional en las altas incidencias.

El tren de aterrizaje, cuyos elementos se retraen hacia adelante en el vientre de la trompa y en el vientre de la sección central del ala, tiene parante anterior provisto de dos ruedas acopladas y que incorpora también el soporte para la brida de enganche a la catapulta para el decolaje, mientras que los dos posteriores están provistos de una sola rueda. El tren de aterrizaje es especialmente resistente, como lo imponen las grandes cargas que se verifican en el aterrizaje; ha sido probado, además, sometiendo todo el avión a pruebas de caída desde una altura de ocho metros. En el vientre de la sección terminal del fuselaje se retrae, por último, el gancho de aterrizaje. Los reactores del Tomcat son el doble árbol con doble flujo Pratt & Whitney TF 30-P-412A, versión más moderna de los motores adoptados en el F-111, primer birreactor estadounidense de geometría variable. Basados en un soplante de tres etapas, un compresor de baja presión de seis etapas y un compresor de alta presión de siete etapas, el material de cuyas paletas pasa del titanio al acero y a las aleaciones de níquel resistentes a las altas temperaturas, los TF 30-P-412A tienen cámara de combustión anular, turbina de alta presión de una etapa con sistema de paletas refrigerado mediante película de aire, turbina de baja presión de tres etapas, y tobera

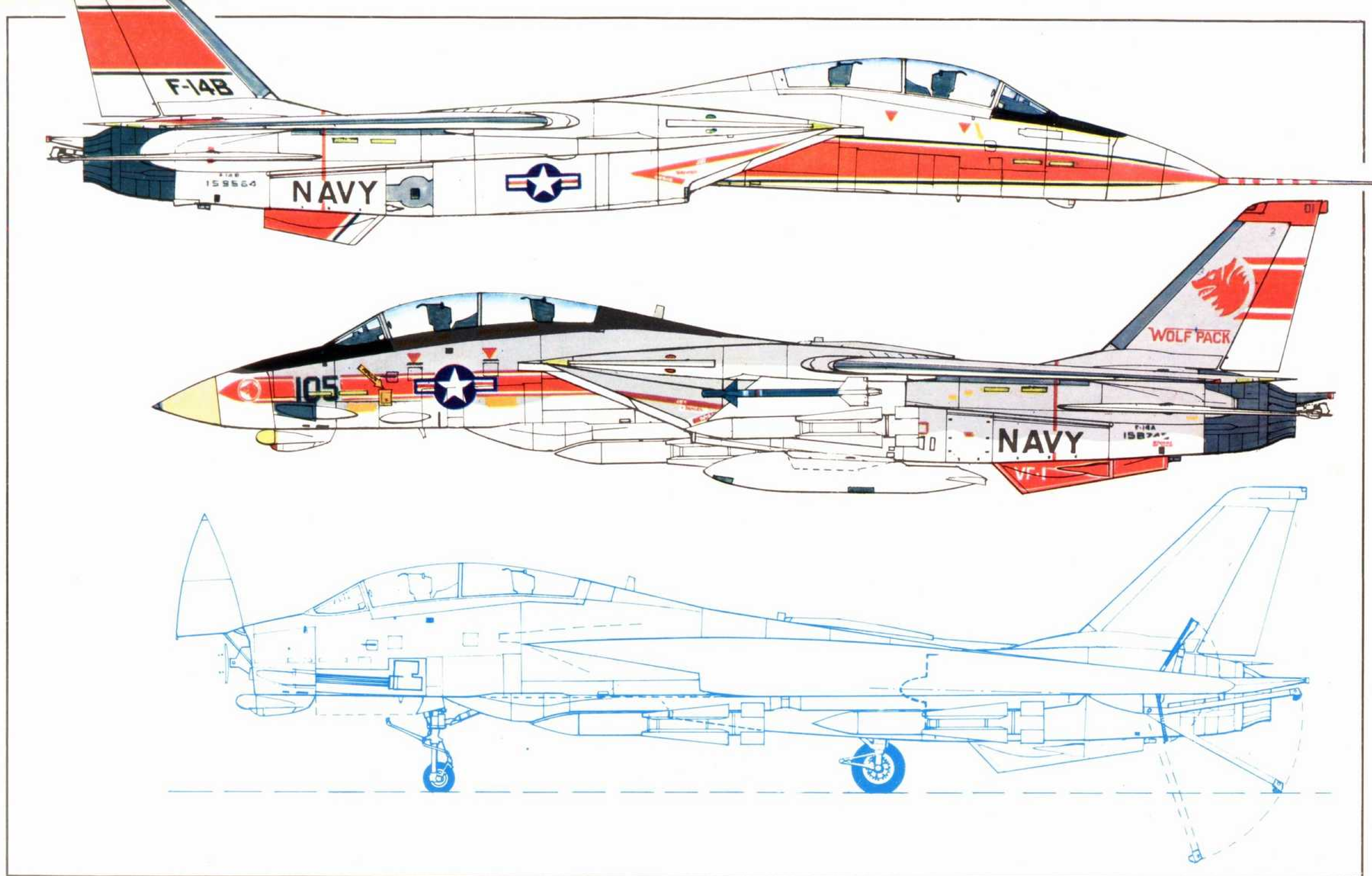
Abajo, en orden descendente: un vuelo a baja altura del F-14A (Archivo Catalanotto). Fotografiado en vuelo desde abajo, un F-14A durante un vuelo veloz con la superficie alar en la posición de flecha máxima (Archivo Catalanotto). Este encuadre pone en evidencia el sensor para la dirección de los misiles, la forma de las tomas de aire, la instalación del cañón Vulcan y los seis misiles Phoenix (Archivo Bignozzi). Uno de los primeros lanzamientos experimentales del misil aire-aire Hugues AIM-54A "Phoenix" desde un F-14A (Archivo Bignozzi)









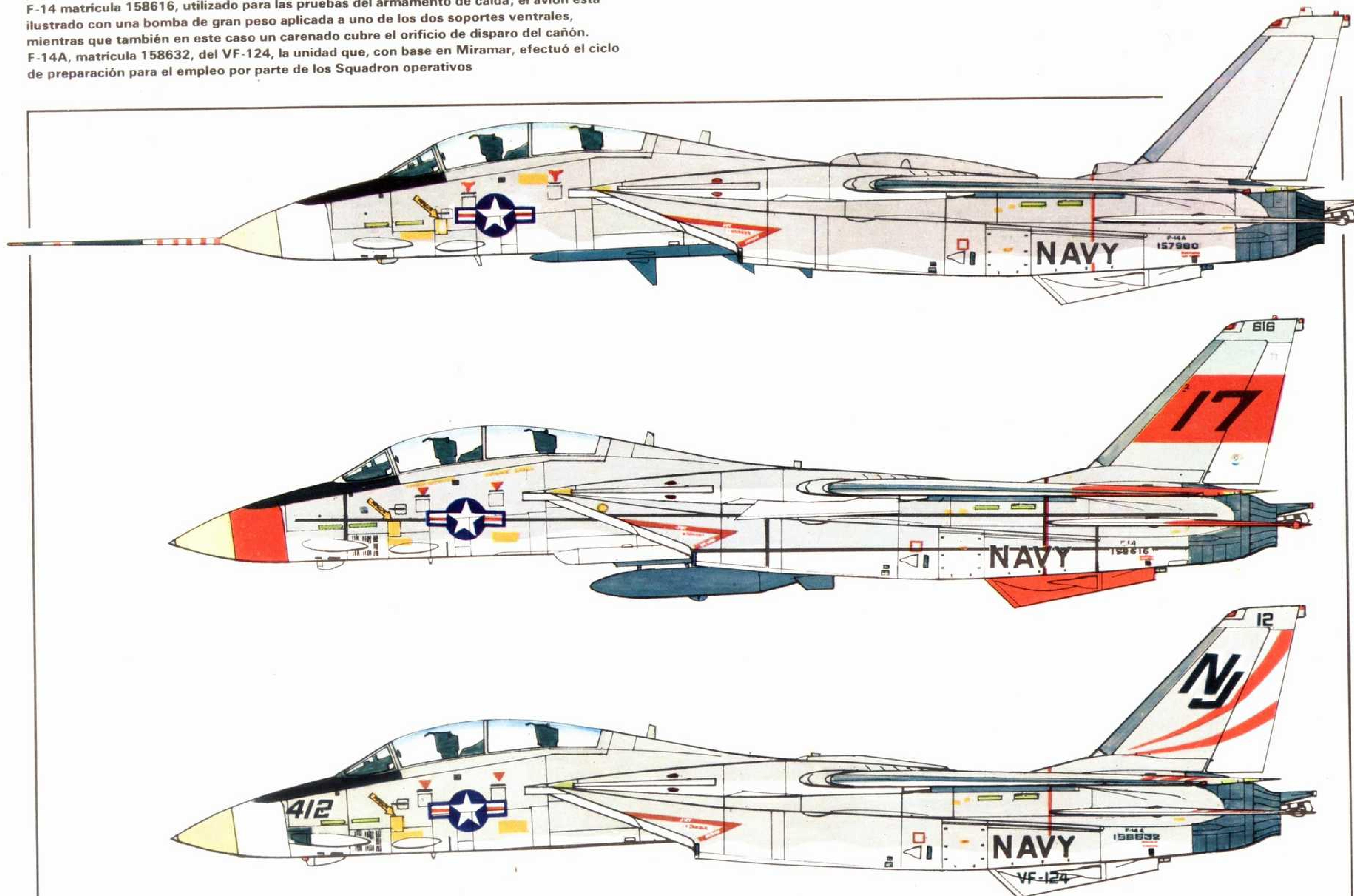


En esta página, en orden descendente: F-14B, prototipo que lleva aún el largo travesaño en la proa y la coloración de la casa constructora. Este modelo con motores más potentes, es identificable por la total ausencia de los refuerzos en el dorso del ala.
F-14A matrícula 158740 del VF-1 "Wolf Pack" (manada de lobos), que después del período preoperativo en Miramar fue embarcado en el Enterprise.
El avión se muestra con los misiles Phoenix y el pod de reconocimiento fotográfico.
Vista lateral del F-14A del perfil anterior, con indicaciones en sección: en la parte anterior, de la raíz del ala, y en la parte posterior, del fuselaje en la raíz, con el motor izquierdo. La proa unida mediante bisagras muestra la indicación de la antena parabólica del radar; los largos carenados para la aplicación de los misiles Phoenix, el pod de reconocimiento (obtenido trasformando un simple depósito auxiliar) y el gancho de detención en las posiciones extraída, retraída y en tierra.
Se muestran abiertos los frenos aéreos y el panel de inspección y rearme para el cañón Vulcan

En esta página, en orden descendente: F-14A matrícula 157980, el primer Tomcat construido, que se perdió durante las pruebas en 1971. Deben observarse las grandes dimensiones de los refuerzos en el revestimiento de paneles corredizos de los compartimientos para el movimiento angular de las semialas, la larga sonda anemométrica en la trompa, y una pequeña toma de aire en la raíz del plano vertical izquierdo; la abertura para el cañón está cerrada por un carenado.

F-14 matrícula 158616, utilizado para las pruebas del armamento de caída; el avión está ilustrado con una bomba de gran peso aplicada a uno de los dos soportes ventrales, mientras que también en este caso un carenado cubre el orificio de disparo del cañón.

F-14A, matrícula 158632, del VF-124, la unidad que, con base en Miramar, efectuó el ciclo de preparación para el empleo por parte de los Squadron operativos









En orden descendente: el centésimo F-14A fue entregado a la U.S. Navy el 4 de noviembre de 1974 (Archivo Bignozzi).
El prototipo del F-14B, matrícula 157986: esta versión está caracterizada por el empleo de los motores P. & W. F401-PW-100 en lugar de los TF-30-P-412 (Archivo Bignozzi).
Un F-14A del VF-2 embarcado en el Enterprise, fotografiado en vuelo con el ala en la flecha máxima

de salida de geometría variable, que incorpora el quemador posterior. Como en todos los aviones de reacción de elevadas performances, también en el Tomcat las tomas de aire tienen especial importancia; la regulación de las mismas mediante paredes móviles accionadas por criques hidráulicos permite obtener, al variar el número de Mach de vuelo, la máxima regularidad del flujo de aire y la mayor recuperación posible de presión en el conducto de aducción, a través de una onda de choque normal en el vuelo a velocidades transónicas y un conjunto de cuatro ondas de choque en el vuelo a velocidades supersónicas. El aire que constituye la capa límite que se forma en la pared superior del conducto es evacuada en el dorso del ala a través de portillos regulables.

La cabina, climatizada y presurizada, y cubierta por un amplio techo trasparente unido mediante bisagras en la parte posterior, está provista de dos asientos eyectables Martin Baker GRU-7A, que pueden emplearse aunque la altura y la velocidad de vuelo sean nulas.

Los equipos de a bordo del Tomcat, particularmente completos y sofisticados, comprenden el de alimentación, que desemboca en los depósitos internos y en los suplementarios externos, y que comprende a su vez la varilla retráctil para el reabastecimiento en vuelo, dispuesta en el lateral derecho de la trompa. Además, tienen especial importancia el equipo hidráulico, constituido por las redes independientes que alimentan los accionadores del tren de aterrizaje, de las diversas superficies móviles y para la variación de la flecha del ala, y el equipo eléctrico, en el cual desemboca además de esto la imponente aviónica.

Esta última comprende un radar Doppler Hugues AWG-9, instalado en la gran trompa de material dieléctrico, capaz de detectar blancos a distancias del orden de los 300 km, señalándolos al operador de a bordo en la pantalla catódica dispuesta en la cabina posterior, de calcular su velocidad cuando la distancia baja de los 160 km, y de seguir hasta veinte de éstos simultáneamente a distancias inferiores a los 130 km. En distancias menores también se emplea el sensor de rayos infrarrojos ventral, y la abundante dotación de aparatos de localización y de calculadoras de a bordo le permite al Tomcat emplear con excepcional eficacia el mortífero armamento de misiles, como fue confirmado por las pruebas que vieron la destrucción de blancos a 130 km del F-14A, que había lanzado sus Phoenix con dirección de radar semiactiva a más de 200 kilómetros de distancia del objetivo.

Las necesidades del combate maniobrado a cortas distancias determinaron, sin embargo, la adopción de un cañón M-61A-1 de 20 mm con seis cañas rotativas, dispuesto en el vientre del lateral izquierdo de la trompa, y dotado de 675 proyectiles. De acuerdo con la distancia a la cual deben atacarse los blancos se emplean, en cambio, misiles AIM-54A Phoenix, AIM-7E/F Sparrow y AIM-9G/H Sidewinder, con alcances del orden de los 200 km, 30 km y 3 km, respectivamente. El armamento de caída del Tomcat puede comprender catorce bombas Mk 82, u ocho bombas Mk 83, o cuatro bombas Mk 84.

Su evolución

El Tomcat surgió prácticamente del programa de pruebas experimentales y de puesta a punto en el cual se emplearon catorce prototipos; la única variante realizada hasta ahora sigue siendo aquélla representada por el séptimo prototipo, trasformado en el primero y por ahora único prototipo del F-14B, que voló por primera vez el 12 de setiembre de 1973, y que fue provisto de dos reactores Pratt & Whitney F-401-PW-400, capaces de un empuje total superior a los 6 000 kg respecto al suministrado por los motores del F-14A.

Así como sucedió con el F-14B, restricciones fiscales motivadas por el alto costo del avión, llevaron al abandono por lo menos temporario del F-14C, con aviónica aun más perfeccionada y armamento más poderoso, y del F-14D, que era en cambio una versión simplificada. De todos modos, debe señalarse que, a pesar del altísimo costo (que oscila alrededor de los 15 000 millones de liras), el F-14 casi llevó al colapso a la casa constructora, que había subestimado los costos de puesta a punto y desarrollo del avión.

Su empleo

El F-14A comenzó las pruebas de empleo a bordo del Forrestal en junio de 1972, y en el siguiente mes de octubre los primeros ejemplares del avión fueron entregados a las unidades de la U.S. Navy. La aparición del Tomcat, cuyo primer prototipo se había perdido durante el segundo vuelo, el 30 de diciembre de 1970, por una avería total del equipo hidráulico, no había sido de los más estimulantes, pero a pesar de que se verificaron otros incidentes durante el programa de pruebas en vuelo, en lo sucesivo el Tomcat se desquitaría brillantemente, exhibiendo excepcionales performances (como en un combate simulado contra un Phantom II, que fue ampliamente superado) y una insospechada facilidad de empleo, especialmente importante en un avión tan complicado. Confirmando la docilidad del Tomcat, se puede citar el hecho de que, entre los pilotos de la U.S. Navy comprometidos en los vuelos de entrega del avión, existen algunos cuya experiencia de vuelo es del orden de las 300 horas.

A comienzos de la primavera de 1975, la Grumman había entregado a la marina estadounidense alrededor de 120 Tomcat, actualmente fabricados con un ritmo de seis aparatos por mes. Las primeras formaciones de la U.S. Navy que llegaron a la fase operativa en el F-14A fueron los Squadron VF-1 y VF-2, embarcados en el Enterprise hacia fines de 1974, a los cuales les están siguiendo el VF-14 y el VF-32, embarcados en el J.F. Kennedy.

El gran birreactor estadounidense participó en los últimos combates del conflicto en el sudeste asiático, y hasta ahora fueron ordenados 390 ejemplares del Tomcat por la U.S. Navy, que prevé emplear el F-14 hasta 1990. Un ulterior pedido para 80 aviones fue pasado a la Grumman por la aviación imperial iraní.

HISTORIA DE LA AVIACIÓN

GLOSARIO DE TÉRMINOS TÉCNICOS DE AVIACIÓN

A

Acelerador, palanca del: es el comando manual que emplea el piloto para regular la alimentación del motor, permitiéndole desarrollar mayor o menor potencia o empuje.

Actitud: es la referencia angular de los ejes longitudinal y trasversal del avión respecto al horizonte.

Aerodinámica: es la rama de la Mecánica de los fluidos que estudia las leyes que regulan los movimientos de los gases, especialmente el aire, y las fuerzas o reacciones que se desarrollan entre la atmósfera y los cuerpos que se hallan en su interior cuando existe un movimiento relativo entre dichos cuerpos y el aire.

Aeroelasticidad: es la ciencia que estudia la influencia mutua entre las fuerzas aerodinámicas y las deformaciones elásticas. En la teoría general aerodinámica se supone que la estructura del avión es rígida (hipótesis aceptable para rigidez estructural grande y bajas velocidades), pero muchas veces no pueden despreciarse los efectos de deformación estructurales, en especial en alta velocidad. Un ejemplo es la conocida "inversión de comandos": si se supone la acción de un alerón clásico que en su movimiento hacia abajo produce un aumento de sustentación del ala y ésta es flexible, existirá también una torsión en ella que disminuye el ángulo de ataque en el extremo del ala y por consiguiente la sustentación con la reducción del momento de rolido. Éste resulta inferior al que produciría un sistema rígido y el alerón pierde eficacia. Para una velocidad crítica el alerón es completamente inefectivo y para velocidades mayores se producirá la inversión. El estudio sistemático de esta ciencia es reciente.

Aeróstato: es un aparato para el vuelo "más liviano que el aire" constituido por una envuelta aproximadamente esférica que contiene gas de menor densidad que el aire que lo rodea y que provee el empuje ascensional. La cabina que aloja la tripulación y el equipaje está suspendida de un anillo que a su vez está unido a una red de cuerdas que envuelve la esfera. El empuje aerostático se obtiene por la diferencia entre el peso del volumen de aire que desaloja la envuelta y el peso del aeróstato (con el gas).

Ala: es la parte de la célula del avión destinada a proveer la fuerza de sustentación necesaria para equilibrar el peso del avión en vuelo, por su movimiento con relación al aire. La superficie alar, la forma de planta, el perfil y su ubicación respecto al fuselaje varían de acuerdo con las diferentes aplicaciones del avión.

Alabeo: es la variación del ángulo de ataque del perfil alar a lo largo de la envergadura. Si el ángulo es creciente hacia las puntas, se dice que tiene alabeo positivo y en caso contrario, negativo.

Alargamiento alar: es la relación entre la envergadura (E) y la cuerda alar media (c). En alas de forma rectangular esta relación es:

$$\frac{E}{c}$$

Para otras formas de ala la relación es:

$$\frac{E^2}{S}$$ donde S es la superficie alar

Ala volante: es un avión constituido por el ala o sin cola. Puede llevar empenaje vertical. Habiéndose realizado algunos tipos, éstos no tuvieron éxito convincente a pesar de algunas ventajas aerodinámicas como la desaparición del fuselaje y del empenaje horizontal. Presentan diversas limitaciones especialmente en bajas velocidades y la imposibilidad práctica de utilizar dispositivos hipersustentadores convencionales.

Alcance: es la máxima distancia en kilómetros que puede recorrer un avión para una determinada carga y un peso dado de combustible. Para aviones de hélice y de reacción esta condición se obtiene para el valor máximo de la relación:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{\text{Coeficiente de sustentación}}{\text{Coeficiente de resistencia al avance}}$$

Alclad: chapa de duraluminio (aleación de aluminio con cobre, magnesio y níquel o manganeso) recubierta por una capa de protección antioxidante, obtenida por un tratamiento anódico que forma sobre la superficie una capa de óxido de aluminio casi invisible y muy dura. Debe evitarse el corte, rayado o deterioro de la capa, así como el uso de abrasivos en su limpieza.

Alerones: son superficies de control de la maniobra del avión que normalmente ocupan la sección posterior externa del ala. Comandan el movimiento angular del avión alrededor del eje longitudinal (rolido); al ser accionados se mueven en sentido inverso en cada semiala.

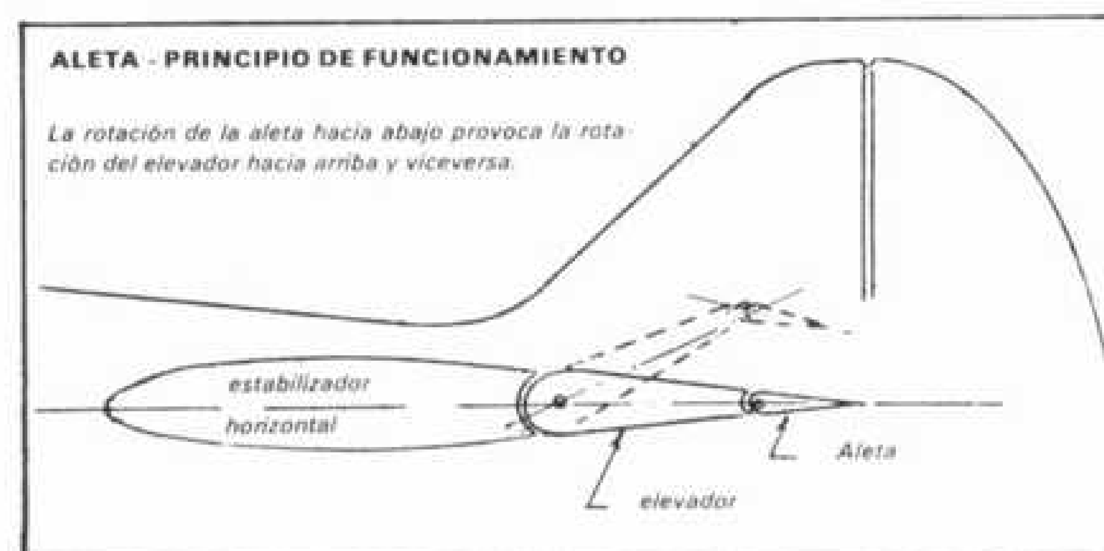
Aleta de compensación: es una pequeña superficie colocada en el borde de salida de las superficies de control que tiene como función reducir el esfuerzo del piloto sobre los comandos. No tienen accionamiento directo y se emplean sistemas de resorte que determinan desplazamientos de las aletas proporcionales al esfuerzo.

Aleta de equilibrio: es una superficie similar a la anterior pero que puede ser accionada directamente desde el puesto de pilotaje para equilibrar el esfuerzo sobre los comandos cuando se modifica la actitud del avión en intervalos prolongados como en trepadas hasta el nivel de vuelo. Actúan como aletas de reglaje comandadas.

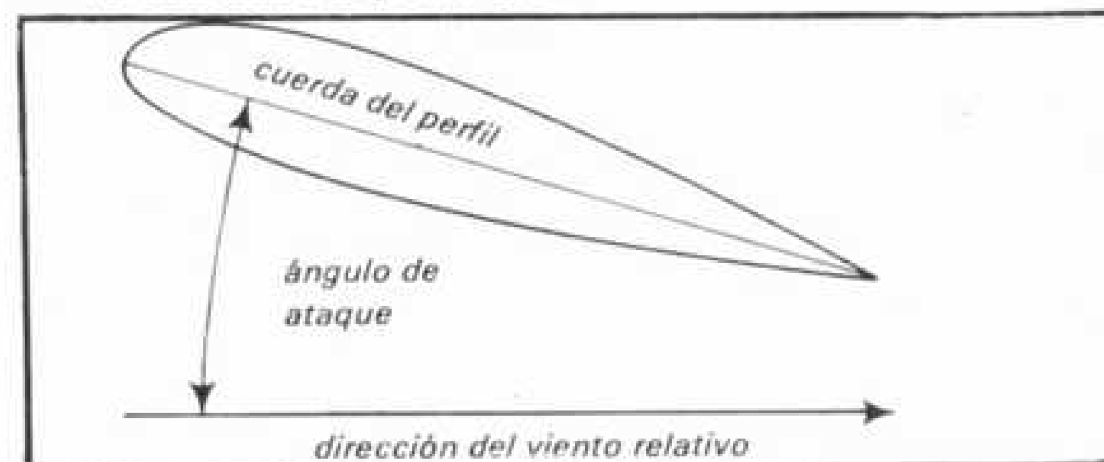
Aleta de reglaje: es una superficie parecida a las anteriores en tamaño y disposición y tiene como función corregir las asimetrías del avión, actuando sobre las superficies de comando respectivas (alerones, timón, elevador) y se regulan en tierra.

Aleta servo: son superficies pequeñas en los bordes de salida de las superficies de control accionadas directamente por los comandos de pilotaje, para producir el desplazamiento de la superficie de comando donde están instaladas.

El principio de accionamiento de las distintas aletas se basa en la aplicación de una pequeña fuerza sobre la aleta por acción del viento relativo, la que en virtud de su mayor brazo de palanca genera una cupla sobre la superficie de comando que al ser desplazada produce la cupla de maniobra del avión.



Ángulo de ataque: es el ángulo formado entre la dirección del viento relativo sin perturbación y la cuerda del perfil alar.



Anti g, traje: las violentas maniobras de ciertos aviones provocan fuertes aceleraciones centrífugas que se miden en g (aceleración de la gravedad). El efecto de las mismas según la vertical ascendente es provocar el aflujo de sangre a los vasos de la cabeza con peligro de hemorragias oculares y de oído. Las aceleraciones directas (descendentes) llevan sangre hacia los miembros inferiores y pueden producir insuficiente irrigación del cerebro, oscurecimiento de la vista y pérdida del conocimiento. Para reducir los efectos que pueden llevar al piloto a la pérdida de control del avión, los aviones modernos que deben efectuar tales maniobras están provistos de sistemas **anti g** constituidos por circuitos neumáticos que envían aire a presión a las botas y a la faja del abdomen del traje de vuelo cuando el avión está sujeto a fuertes aceleraciones ver-

ticales descendentes, impidiendo el excesivo flujo de sangre a dichas partes del cuerpo del piloto manteniendo una adecuada irrigación del cerebro.

Antitirabuzón: es el dispositivo estudiado para hacer rápida y segura la salida del tirabuzón de un avión. Se denomina así también a la disposición del empenaje en el que el vertical se encuentra colocado ligeramente adelante del horizontal de manera de evitar la estela en el caso del tirabuzón, asegurando mayor eficacia en la ejecución de la maniobra de salida del tirabuzón. El método más conocido y eficaz **anti g**, es el paracaídas de diámetro limitado instalado en la cola del aparato en un alojamiento del cual es expelido en caso de necesidad.

El paracaídas, retardando la rotación del avión y colocándolo en actitud de picada más inclinada, permite asegurar la eficacia de las superficies de control para la maniobra de salir del tirabuzón.

Asiento eyectable: es un dispositivo empleado en aviones militares que permite abandonar el avión en condiciones de emergencia. Las notables fuerzas aerodinámicas no permiten hacerlo con cierta seguridad en los modernos aviones de alta velocidad.

Un asiento eyectable moderno está constituido por un asiento metálico que al ser lanzado corre en dos rieles aproximadamente verticales, mediante uno o dos cartuchos que produce la expulsión del asiento. A una distancia del aparato un pequeño paracaídas vinculado al asiento se abre y estabiliza la trayectoria reduciendo también la velocidad de caída. El paracaídas principal se abre automáticamente y tiene un dispositivo de seguridad barométrico para la expulsión a gran altura, que retarda la apertura y la separación del piloto del asiento hasta una cota de 5 000 metros, lo que reduce su exposición a las bajas presiones. El asiento lleva un dispositivo para oxígeno. El accionamiento para la eyección se hace con una manija colocada en la parte superior del asiento y cuenta con un segundo comando ubicado normalmente en uno de los brazos del asiento para los casos de pilotos heridos que no pueden alcanzar la manija principal.

Los asientos eyectables modernos permiten abandonar el avión con velocidad cero y cota cero.

Autonomía: es la duración máxima en horas, que puede mantenerse un avión en vuelo. Para aviones de hélice esta condición se obtiene para el valor máximo de la relación:

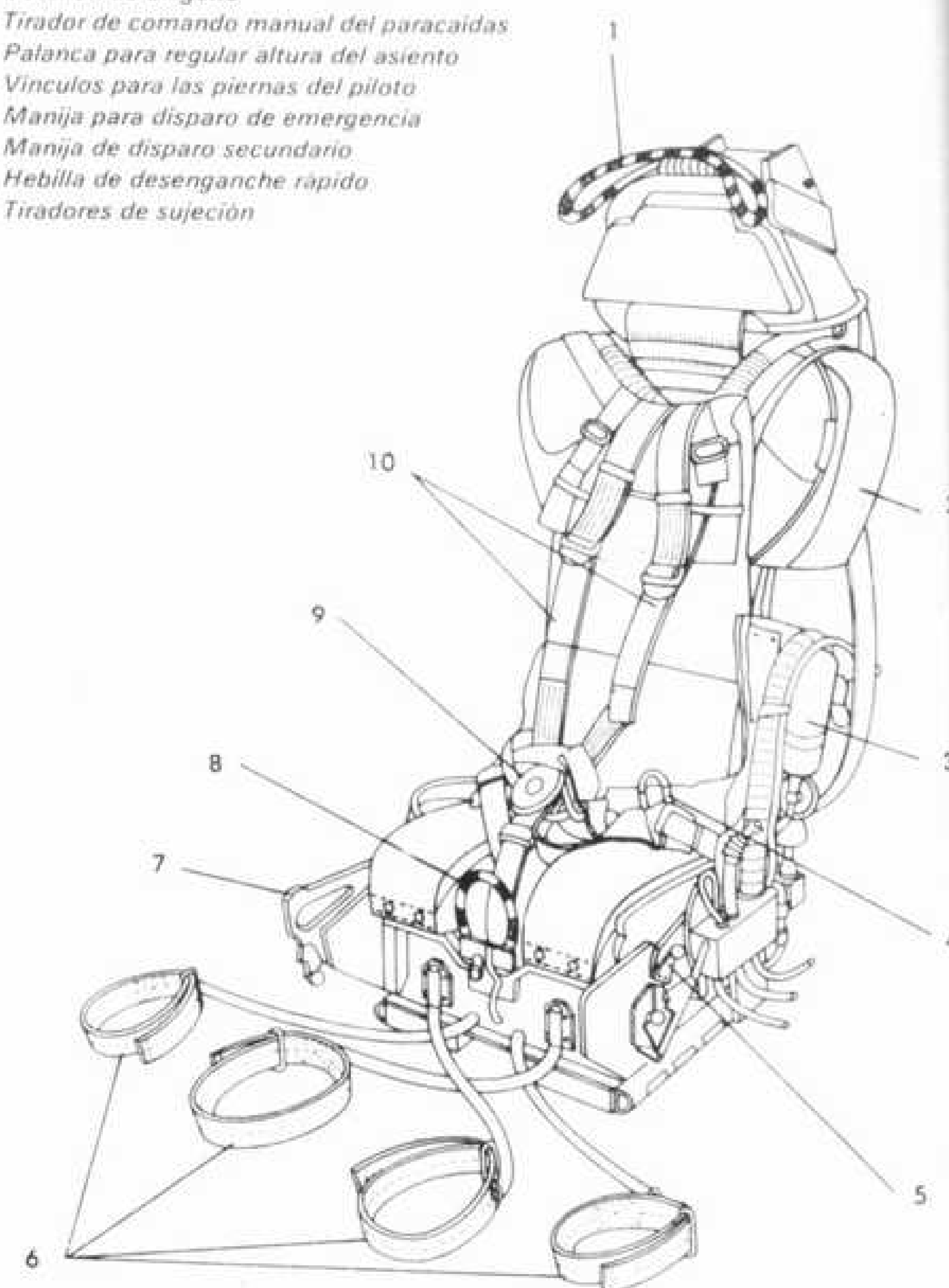
$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$$

C_L es el coeficiente de sustentación del ala

C_D es el coeficiente de resistencia al avance del avión

Para aviones de reacción la máxima duración se obtiene para la relación máxima de

$$\frac{C_L}{C_D}$$



B

Balanceo, operación de: es la distribución de la carga en aviones de trasporte o militares para mantener el centro de gravedad del avión dentro de los límites que aseguren la estabilidad del avión en cualquier condición de vuelo.

Bancada: estructura que se fija al fuselaje donde se instala el grupo motopropulsor. También se emplea **cama**.

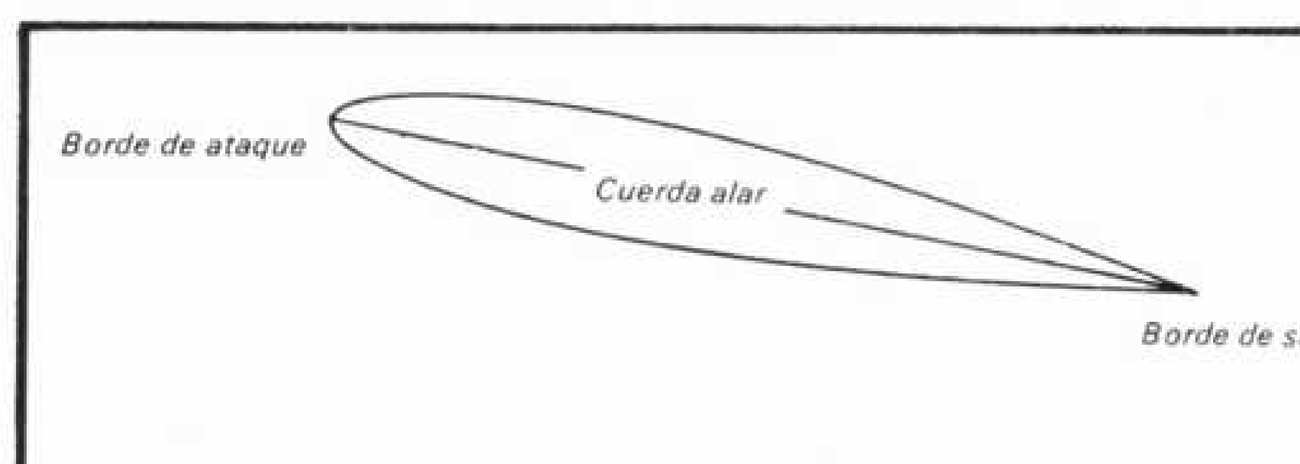
Bandera, paso: se usa para indicar la posición de las hélices de manera que las palas quedan aproximadamente paralelas a la dirección del viento relativo. Esta posición permite reducir al máximo la resistencia aerodinámica de las hélices, cuando el motor debe mantenerse inactivo en vuelo, al mismo tiempo que evita el giro de ellas por acción de la corriente de aire que las embiste.

Barra o bastón: Palanca maniobrada por el piloto para mover las superficies de comando de rolido (alerones) y de cabeceo (elevadores).

Barrera del sonido: este término caracterizaba una serie de fenómenos que se producían en los primeros aviones que se acercaban a la velocidad del sonido, en particular por el aumento rápido de la resistencia y las variaciones bruscas del momento de picada. Las principales manifestaciones eran de carácter vibratorio y naturaleza aeroelástica (flutter y divergencia) que han sido brillantemente superadas por la técnica aeronáutica actual.

Borde de ataque: parte anterior de un perfil alar y por extensión de un ala o empenaje.

Borde de salida: parte posterior de un perfil alar y por extensión de un ala o empenaje.



Brújula: es un instrumento magnético de navegación que permite determinar la dirección (rumbo) del avión con respecto a una dirección de referencia (norte magnético). En marina se denomina "compás magnético".

C

Cabreada: maniobra del avión en el cual la trayectoria se curva hacia arriba por un aumento de la sustentación generada al aumentar el ángulo de ataque.

Canard, configuración: es la disposición del empenaje horizontal delante del ala y del centro de gravedad del avión. Ofrece la ventaja de incrementar la sustentación total cuando la superficie de control se mueve hacia abajo porque aumenta su propia incidencia. Con elevadores clásicos la sustentación disminuye cuando se quiere aumentar el ángulo de ataque del ala. Provee además buenas condiciones de estabilidad en las distintas fases del vuelo.

En los aviones suecos "Viggen" con velocidad supersónica, las superficies canard representan el 18% de la superficie alar y les permite aterrizajes en terrenos de 500 metros de longitud. Los aviones franceses Mirage 5 poseen una configuración canard con las superficies retráctiles hacia adelante del fuselaje, que por su aspecto se las denomina "bigotes". Esta configuración es especialmente apta para aviones con ala delta.

Cantilever: es un tipo de estructura que contiene en el interior del revestimiento del ala todos los elementos resistentes que le dan al avión las necesarias condiciones de robustez y rigidez. Al desaparecer los montantes y cables exteriores ofrece superiores características aerodinámicas y hoy se emplea prácticamente sin excepción.

También se usa el término "en voladizo".

Capa límite: cuando una masa fluida corre deslizándose sobre una superficie, la viscosidad hace que las moléculas adheridas a su superficie, tengan velocidad cero y aumente en las moléculas que se van alejando. Se llama "capa límite" la vena sobre la superficie donde la velocidad del fluido pasa de cero al 99% de la velocidad de la corriente no perturbada por la superficie.

Si las moléculas del fluido se deslizan en filetes paralelos, la capa límite se llama "laminar" y si el movimiento es oscilatorio o más bien irregular se denomina "turbulento".

Es un hecho experimental que la capa límite laminar puede mantenerse sólo hasta una limitada distancia a lo largo de un ala, se produce en-

tonces una transición al flujo turbulento con un aumento de espesor de la capa. La capa límite turbulenta es más estable que la laminar.

Actuando sobre la capa límite por aspiración o soplado puede modificarse favorablemente la característica de sustentación y resistencia al avance de un ala, al evitar el fenómeno de separación y la formación de torbellinos.

Carenado: revestimiento exterior del motor para reducir su resistencia al avance. Se emplea también el término "capotado".

Carga alar: es la relación entre el peso de un avión y la superficie alar. Es un índice de la performance de la velocidad del avión, por ejemplo: el biplano "Flyer" de los hermanos Wright, tenía una carga alar de 7 kg/m², el cuatrimotor Boeing 747 supera los 650 kg/m² y en el avión de caza de la casa Lockheed F-104 "Starfighter" es próxima a los 800 kg/m².

Carlinga: término arcaico para indicar el fuselaje y que hoy se emplea para denominar un fuselaje de dimensiones limitadas, que no se extiende demasiado hacia atrás.

Célula: es el conjunto de los elementos y estructuras del avión sin el motor.

Compresibilidad del aire: el término indica la dependencia de la densidad del aire, de las variaciones de presión que se manifiestan en los fenómenos aerodinámicos para altas velocidades. La importancia de sus efectos se mide por el número de Mach.

Cuando la velocidad del aire que pasa por un cuerpo es muy inferior a la del sonido, el aire se comporta como fluido incompresible y así fue tratado en aerodinámica con razonable aproximación, hasta que aparecieron, con el aumento de las velocidades de los aviones, fenómenos sólo explicables por la compresibilidad. Como referencia práctica se puede decir que estos fenómenos comienzan a cobrar importancia a partir del número de Mach 0,4.

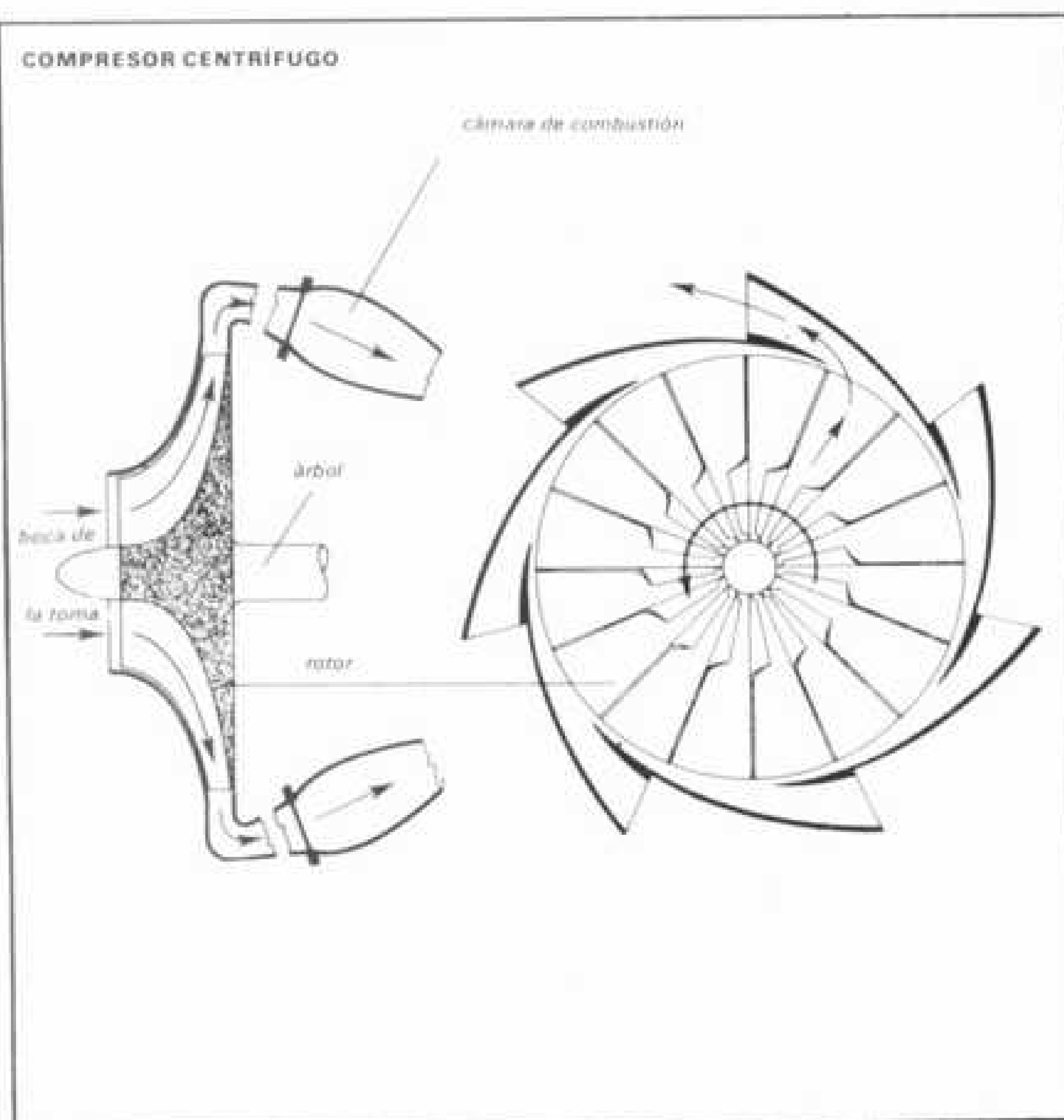
Compresor: es un elemento principal del motor que se utiliza para aumentar la presión del aire o mezcla que entra en la cámara de combustión. Los compresores empleados para tal fin pertenecen casi sin excepción a los dos tipos fundamentales:

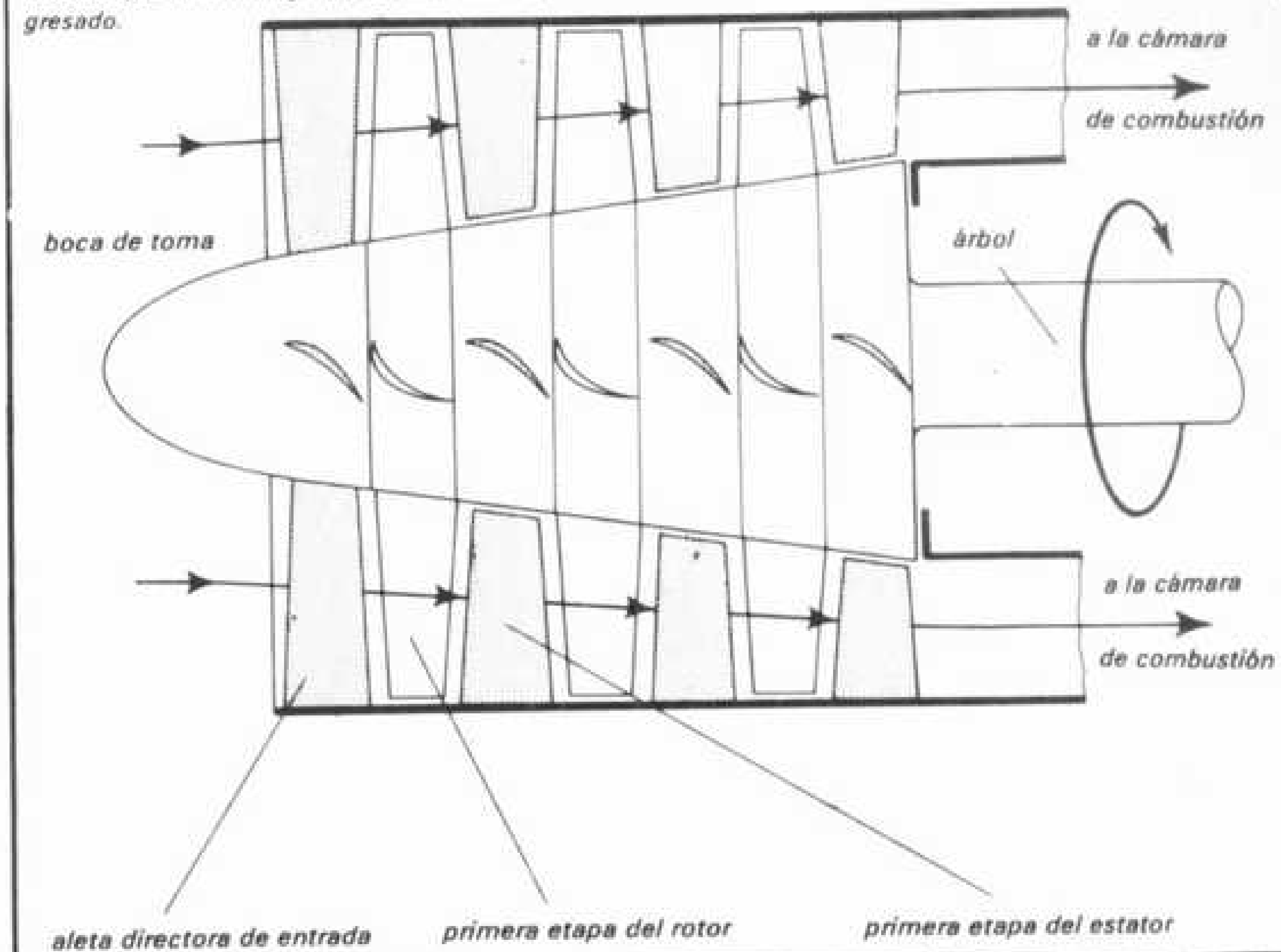
Compresor centrífugo, que consiste en un rotor en forma de disco con aletas radiales que por acción centrífuga del giro conducen el fluido acelerado hacia los difusores cuya forma es tal que produce una importante reducción de la velocidad y aumento de la presión que puede llegar a ser cuatro veces superior a la de entrada. Son empleados en la casi totalidad de los motores alternativos y en turborreactores de dimensiones reducidas y performances no muy elevadas, por limitaciones de su rendimiento y gran superficie frontal.

Configuración: disposición de los elementos del avión que le dan un aspecto peculiar.

Contrarrotativa: con este término se clasifica al complejo de dos hélices o dos rotores que giran en sentido contrario y generalmente coaxiales. Con esta técnica es posible eliminar la cupla de reacción de la hélice o rotor único así como el indeseable efecto giroscópico.

Contraviento: con esta denominación se indican los elementos resistentes (montantes y tirantes) empleados para dar firmeza y rigidez a un avión y que no están contenidos en la estructura interna del revestimiento.





COMPRESOR AXIAL

Compresor axial, formado por una serie de discos provistos de paletas en su periferia, puede ser también un rotor de forma troncocónica en cuya superficie se ensamblan hileras de paletas y un estator con hileras de paletas fijas dispuestas alternadamente en correspondencia con las etapas del rotor. El número de etapas puede llegar a ser superior a 15 y proveen relaciones de compresión superiores a 25. El compresor axial es menos ruidoso que el centrífugo y presenta una superficie frontal mucho menor en relación a la cantidad de aire ingresado.

Convergencia alar: es una característica del ala trapezoidal que se define como la relación entre la cuerda alar en la raíz y la cuerda alar en la punta. Algunos de los primeros aviones tenían convergencia negativa, es decir que la cuerda en la raíz era menor que en la punta.

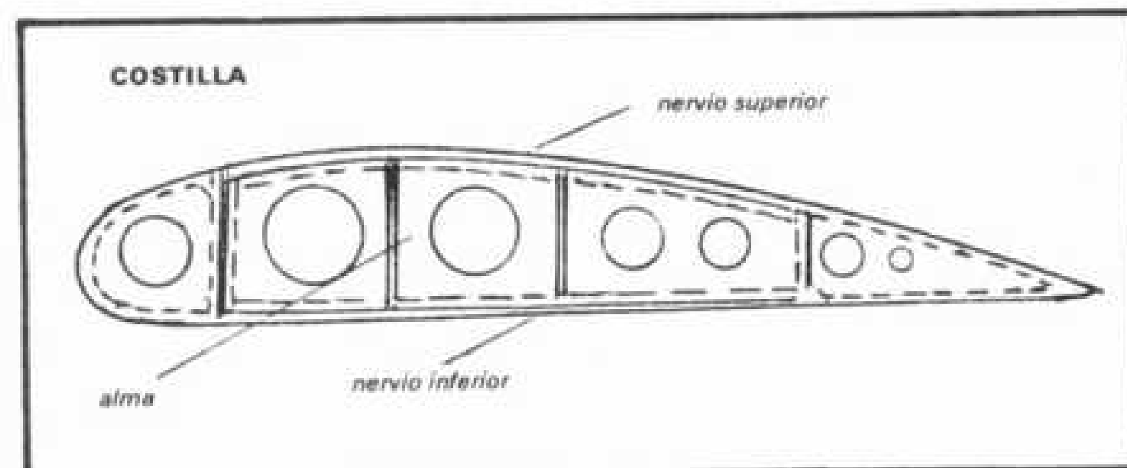
Costilla: elemento de la estructura de un ala o de un empenaje que tiene como misión mantener la forma del perfil y trasmitir a los largueros las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre los revestimientos.

Según su empleo pueden ser:

Costillas maestras, que forman con los largueros estructuras rígidas, soportan cargas del fuselaje y del tren de aterrizaje y mantienen la forma del revestimiento;

Costillas comunes, que mantienen la forma del perfil y trasmiten fuerzas exteriores;

Costillas falsas, que solo mantienen la forma del revestimiento.



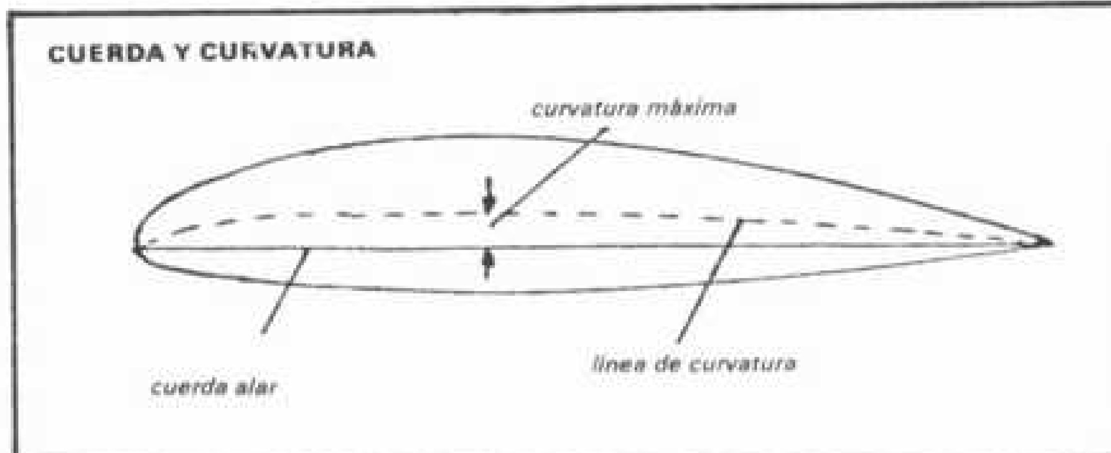
La parte superior de la costilla se llama "nervio superior", la parte inferior "nervio inferior" y entre ambas piezas se encuentra el "alma".

Cuaderna: es uno de los anillos trasversales con la función de proveer resistencia estructural y dar forma al fuselaje en la construcción monocasco o semimonocasco.

Cuerda alar: es la recta que va desde el borde de ataque al borde de salida del perfil. El espesor y la curvatura máxima se expresan como tanto por ciento de la cuerda.

Curvatura: es la línea que une el borde de ataque y el borde de salida del perfil y es equidistante en todos sus puntos con el borde superior y el borde inferior de éste.

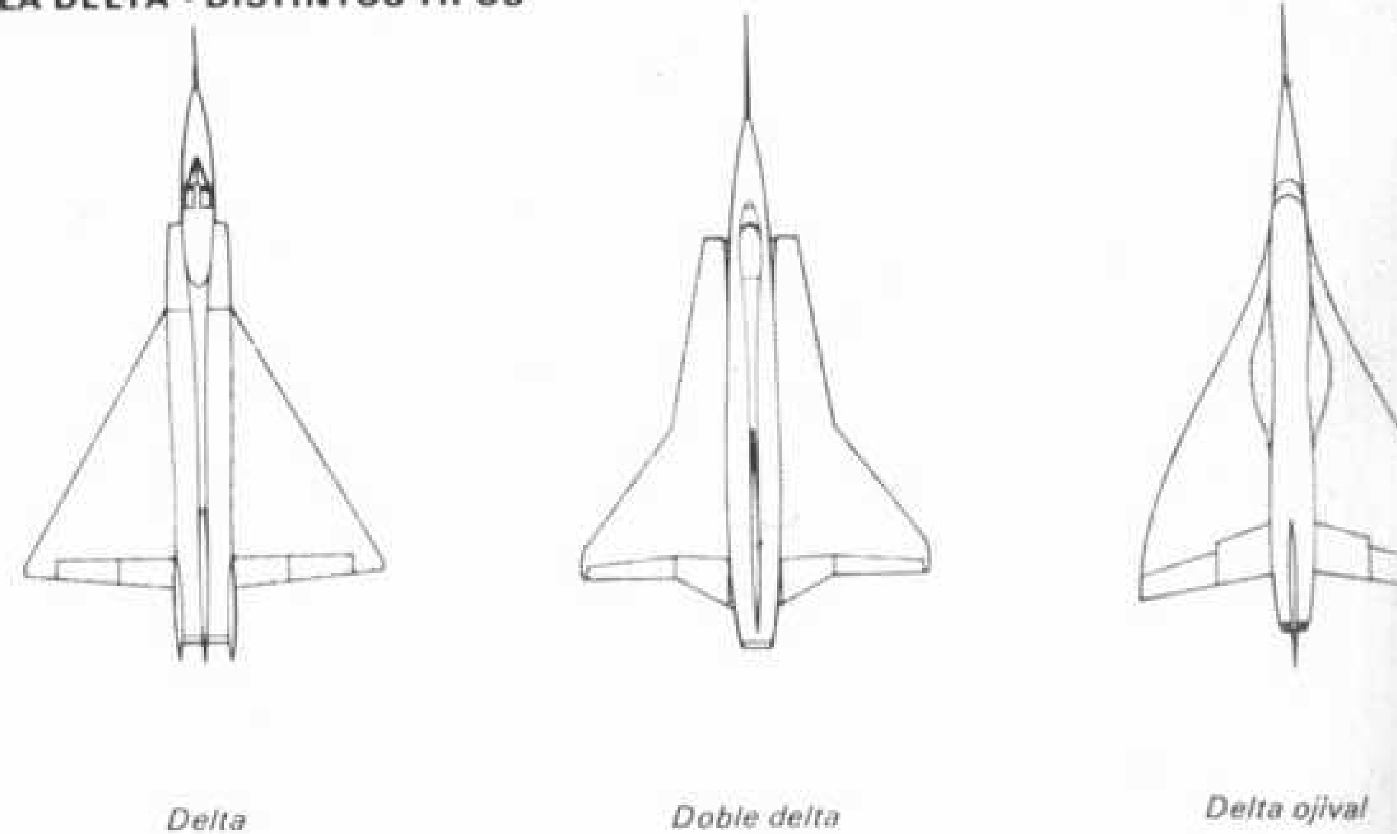
Curvatura máxima: es la mayor distancia que hay entre la línea de curvatura y la cuerda alar.



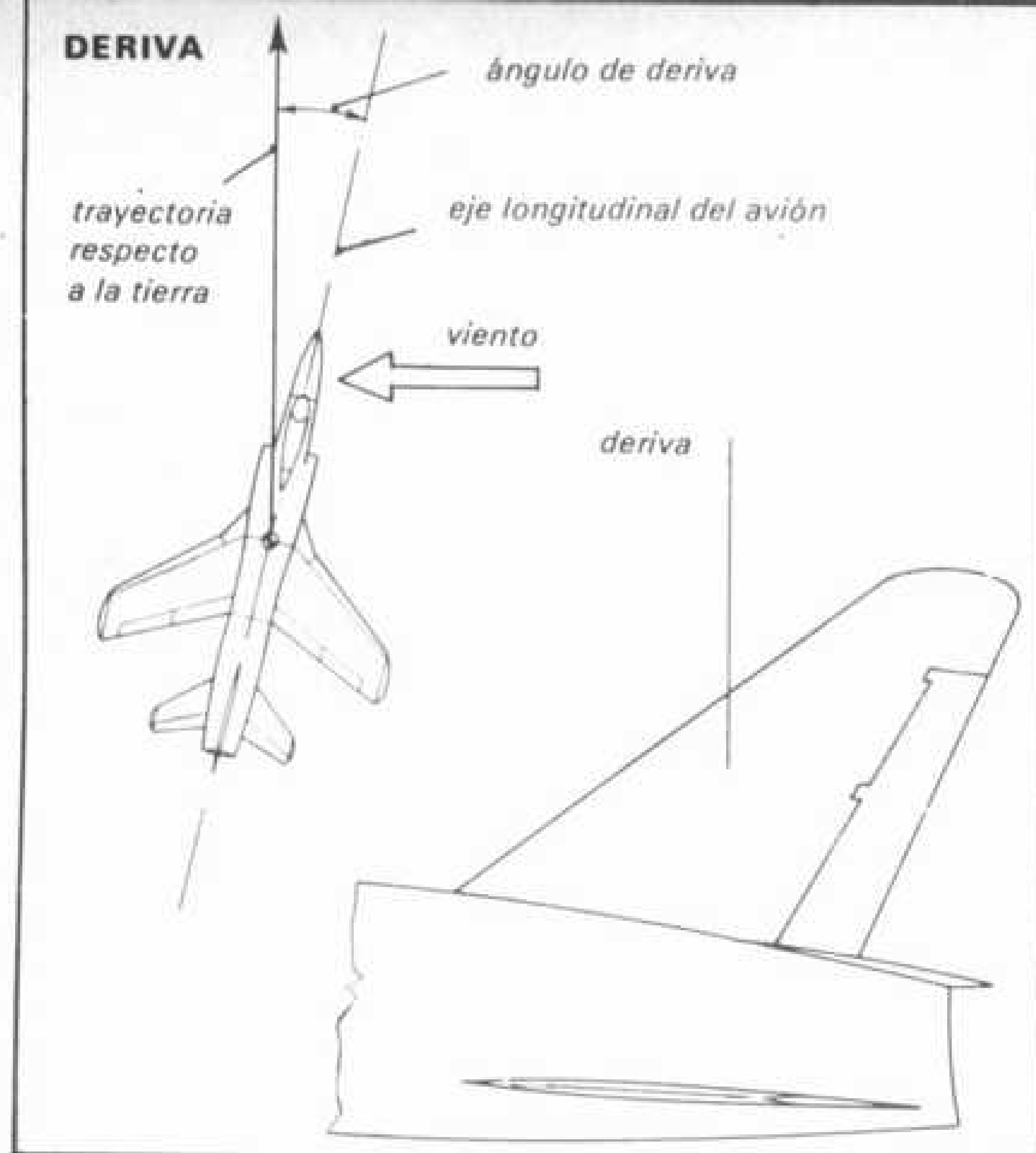
D

Delta, ala: este término proviene de la letra griega mayúscula (Δ) con la que se identifica el ala de planta triangular, pequeño alargamiento y fuerte flecha. La gran flecha y la fineza del perfil que se obtiene con este tipo de ala la hace muy apta para el vuelo en alta velocidad, el pequeño alargamiento limita los efectos de la turbulencia atmosférica consiguiéndose una plataforma muy estable.

No es tan satisfactoria para el vuelo en baja velocidad pues al no tener empenaje horizontal los elevadores deben colocarse en el borde de salida del ala (excepto en la configuración canard) y no puede llevar hipersustentadores clásicos, que además provocarían un momento de picada muy fuerte. La máxima sustentación se obtiene con grandes incidencias (en el orden de los 30°) con un aumento de la resistencia y una pronunciada pendiente de planeo, lo cual determina una velocidad vertical grande que hace poco factible retomar el vuelo en caso de fallar en el aterrizaje.



Deriva: plano fijo del empenaje vertical que tiene como función mantener la estabilidad direccional del avión en vuelo.



Deriva, ángulo de: es el ángulo que forma la dirección del eje longitudinal del avión con la trayectoria de su centro de gravedad respecto a la tierra. Es producida por el efecto del viento.

Desheladores: la formación de hielo durante el vuelo en distintas partes del avión para ciertas condiciones de temperatura y humedad, es una contingencia peligrosa que se debe prevenir.

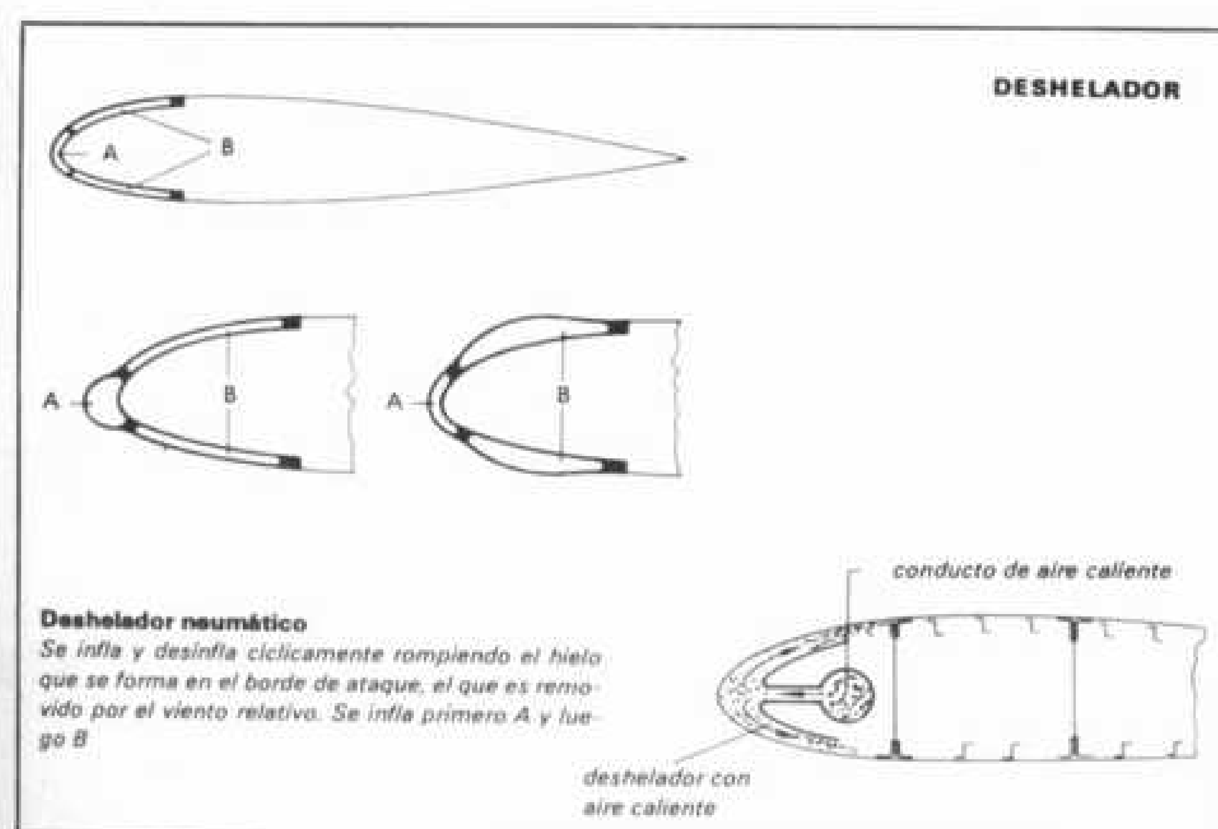
El hielo formado en el borde de ataque de las alas y del empenaje puede alterar considerablemente las características aerodinámicas del avión que lo pueden conducir a una catástrofe. Para evitarlo se emplean desheladores neumáticos que consisten en bandas de goma adheridas a los bordes de ataque que se inflan periódicamente mediante aire a presión, rompiendo el hielo que se pudiera haber formado y que el viento relativo se encarga de remover. Otra técnica es la aplicación de aire caliente en los bordes de ataque en el espacio entre dos paredes especialmente diseñadas, siendo el aire caliente tomado del compresor en los aviones con turbina o de los gases de descarga de los motores alternativos cuando se dispone de estos propulsores. Otro recurso aplicado es el empleo de resistencias eléctricas especiales en todo el borde de ataque.

Para remover el hielo de las hélices, que altera su rendimiento y puede provocar fuertes vibraciones a la nuez, se envía líquido anticongelante que es distribuido por acción centrífuga del giro de las palas. También se emplean resistencias eléctricas.

El hielo en el tubo pitot, que puede tapar los conductos de entrada de presión anulando instrumentos como el velocímetro, el altímetro, el indicador de velocidad vertical y los que usan como referencia la presión atmosférica; se evita mediante resistencias eléctricas instaladas en el tubo y que deben mantenerse conectadas durante todo el vuelo.
El trasparente del parabrisas usa resistencias eléctricas.

El hielo del carburador se elimina mediante el envío de aire que es calentado por los gases de la descarga del motor.

Para evitar la formación de hielo en las tomas de entrada del aire en las turbinas el procedimiento es la circulación de aire calentado en el compresor entre las paredes de la toma.



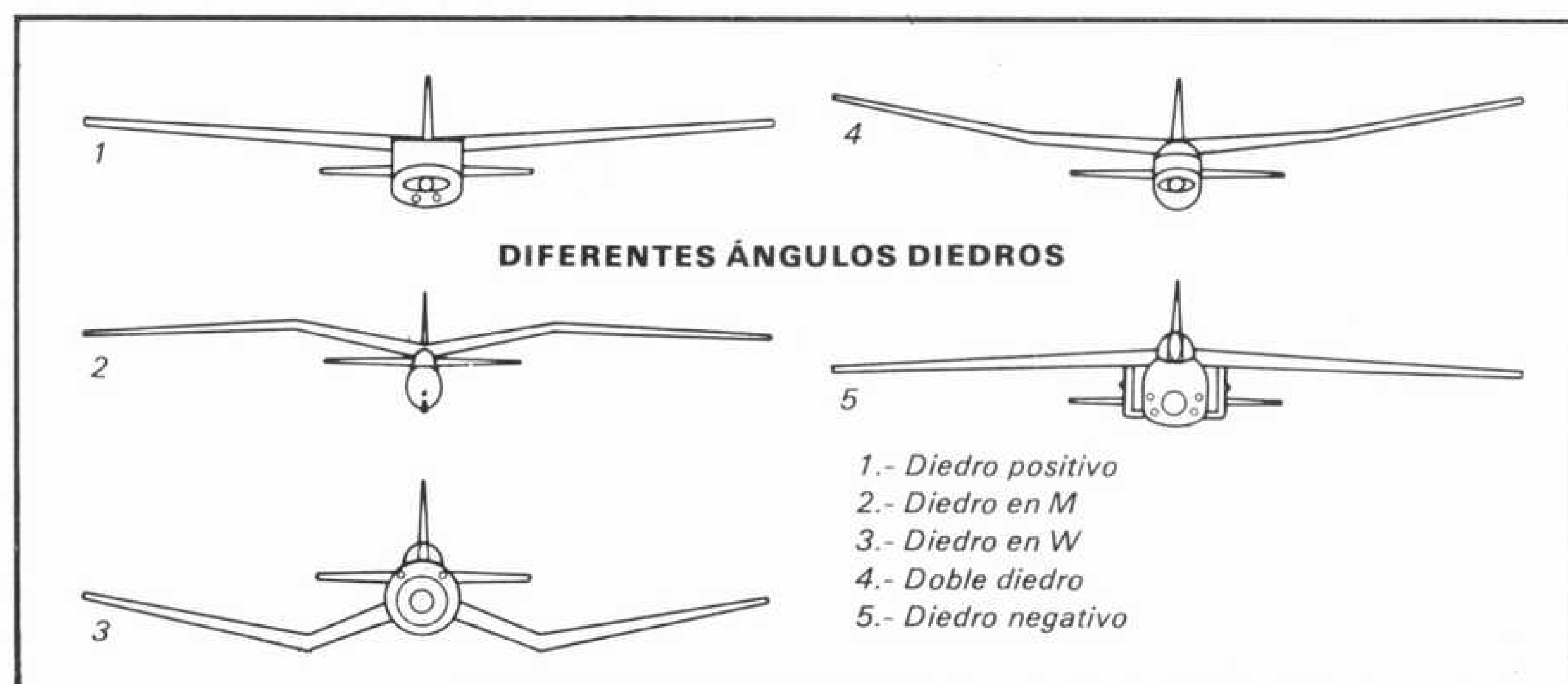
Deshelador neumático
Se infla y desinfla cíclicamente rompiendo el hielo que se forma en el borde de ataque, el que es removido por el viento relativo. Se infla primero A y luego B

Deslizamiento del ala: maniobra generada por el piloto o a veces involuntaria por los efectos de una ráfaga de aire, por la cual el eje longitudinal del avión gira alrededor del eje vertical mientras el centro de gravedad se mantiene en la trayectoria de referencia o gira a menor velocidad angular. Se ejecuta normalmente en baja velocidad y por razones de estabilidad direccional el avión tiende a volver a la dirección de referencia.



Diedro, ángulo: es el ángulo que forman las alas con respecto al plano horizontal del avión. El ángulo diedro tiene gran importancia para proveer estabilidad lateral del avión.

Hay distintas disposiciones del ángulo diedro: diedro positivo, en M, en W, doble diedro y diedro negativo.

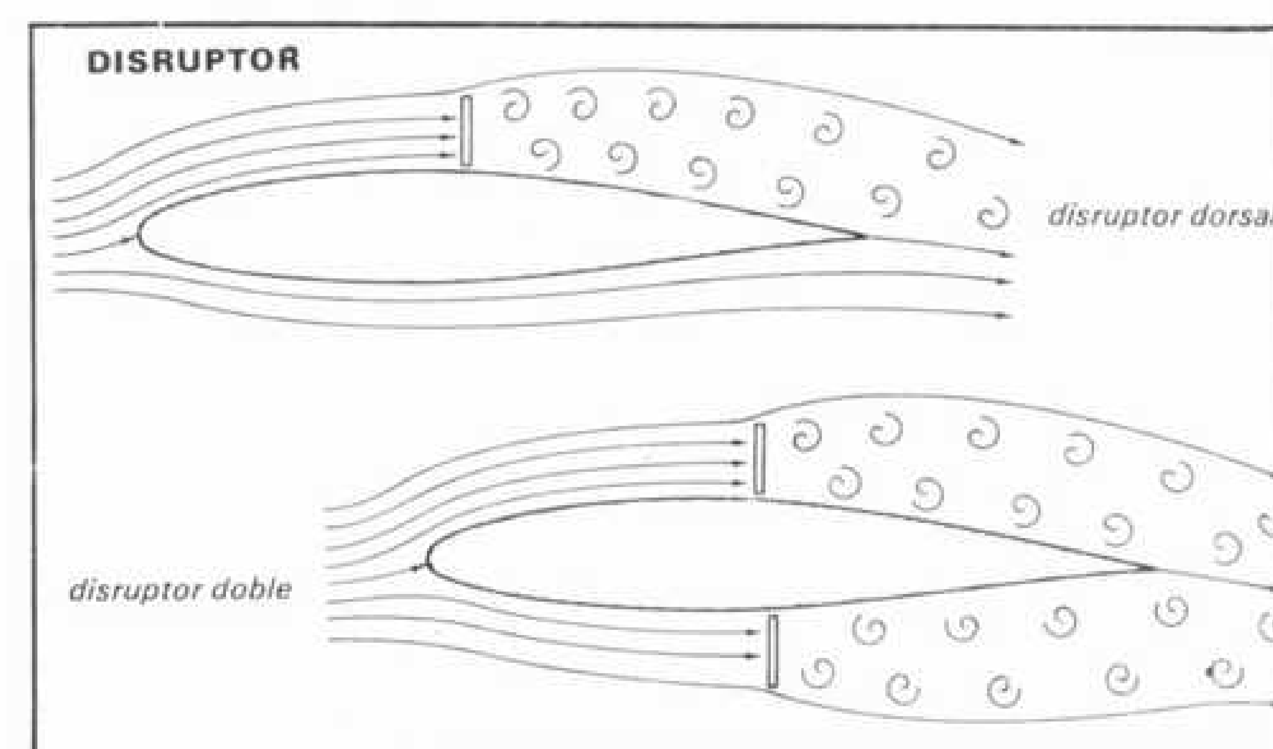


Disruptor: es una superficie que sobresale del extradós del ala, comandada por el piloto, colocándose normal a la dirección del viento relativo y cuya función es producir una gran reducción de la sustentación generada por el ala.

Tuvo una primera aplicación en los planeadores deportivos para asegurar su aterrizaje en campos de dimensiones reducidas, circundados por obstáculos de cierta altura. Al reducir marcadamente su eficiencia aerodinámica, de 30 a 6 aproximadamente, originan una pronunciada pendiente en su trayectoria de planeo. Primero se emplearon disruptores dorsales y luego también ventrales con función de freno aerodinámico.

Alrededor de 1940 se comenzaron a adoptar en aviones con motor para integrar o directamente reemplazar el sistema de alerones, en una función análoga a la de éstos cuando suben, al ser extraído el disruptor.

Con el advenimiento de los aviones de reacción se difundió su empleo, donde además de auxiliares de los alerones, al reducir la sustentación del ala aumentan la eficacia del frenado en el aterrizaje. También son indispensables para obtener una substancial actitud de descenso desde las alturas de crucero elevadas, típicas de los aviones de reacción, reduciendo considerablemente el tiempo de pasaje de alta a baja cota.



Divergencia elástica: es un fenómeno aeroelástico que se verifica cuando la deformación producida en una parte del avión por una fuerza aerodinámica es tal que aumenta la misma fuerza en un proceso continuo hasta la ruptura de la estructura. Las alas con flecha negativa presentan esta tendencia a la divergencia y es la causa principal de su rechazo que se soluciona con alas de pequeño alargamiento y extrema rigidez. La velocidad crítica, pasada la cual puede producirse la inestabilidad elástica, se llama velocidad de divergencia.

E

Efecto suelo: se indica con este término un complejo de fenómenos que se manifiestan cuando un aeromóvil se encuentra a una altura de la cuerda alar en el caso del avión o del diámetro del rotor en el caso del helicóptero, con respecto al terreno que sobrevuela.

En el primer caso se observa un aumento importante de la eficiencia aerodinámica del avión, produciendo un efecto de "flotación" con largo planeo en cota mínima y el correspondiente aumento de la longitud de aterrizaje.

En los helicópteros se produce una disminución de la potencia necesaria para obtener la sustentación normal. Se ha observado que en de-

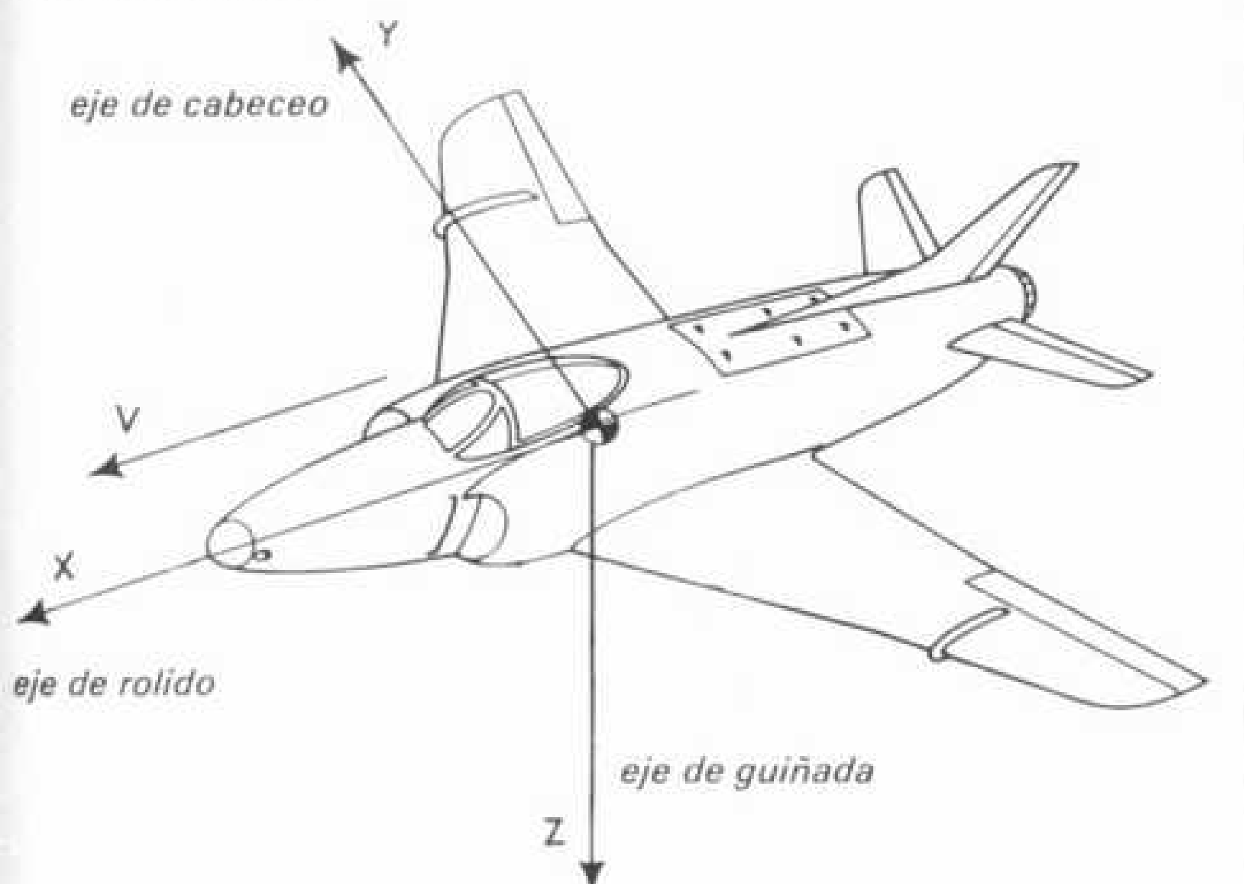
colajes desde pequeñas plataformas en montaña, apenas sobrepasado el borde de la superficie de la cual salían, los helicópteros caían violentamente como si acusaran una brusca disminución de su potencia.

Ejes de referencia: son rectas ideales trazadas sobre el avión, que permiten individualizar su posición respecto a la trayectoria. Según las necesidades, se emplean varios sistemas de ejes, constituidos por tres ejes perpendiculares entre sí con un punto origen perfectamente identificable. En el estudio de la mecánica del vuelo el origen es el baricentro del avión y en vuelo horizontal y rectilíneo son:

Eje X dirigido según la dirección del movimiento, eje **longitudinal** o eje de **rolido**;

Eje Z dirigido según la vertical descendente, eje **vertical** o eje de guiñada;

Eje Y dirigido perpendicularmente a los dos anteriores hacia la extremidad derecha del ala, eje **trasversal** o eje de cabeceo.



Elevador: superficie móvil para el control del movimiento de cabeceo. Generalmente está ubicada en el empenaje horizontal con eje de charnela en el plano estabilizador.

Elevones: es un término de origen inglés Elevator and Aileron (elevador y alerón) para identificar las superficies de control ubicadas en el borde de salida de las alas y que cumplen al mismo tiempo las funciones de estos dos elementos móviles, cabeceo y rolido.

La rotación antisimétrica de los elevones produce el mismo efecto de los alerones y la rotación sincrónica hacia arriba o hacia abajo, genera los momentos de cabreada o picada respectivamente.

El movimiento de los elevones está relacionado en una conveniente proporción que permite al piloto la acción simultánea de rolido y cabeceo, para control del avión.

Empenaje: es el conjunto de planos fijos y móviles colocados por lo general en la cola del fuselaje. El conjunto de plano de deriva y timón de dirección se llama empenaje vertical y el plano estabilizador horizontal con el elevador se denomina empenaje horizontal.

Envergadura: distancia entre las puntas de ala.

Escalonamiento alar: es la disposición de las alas biplanas cuando una se encuentra más avanzada respecto a la otra. Si el ala superior está delante de la inferior el escalonamiento es positivo y si la más avanzada es la inferior el escalonamiento es negativo.

Espesor del perfil: es la mayor distancia que hay entre el borde superior (extradós) y el borde inferior (intradós) del perfil. Se mide en tanto por ciento de la cuerda alar. Según una clasificación convencional los perfiles pueden ser:

Perfiles finos, cuyo espesor máximo es aproximadamente el 6% de la cuerda;

Perfiles semiespesos, con espesores entre el 7% y el 12%;

Perfiles espesos, con espesores superiores al 12%.

Estabilizador: es el plano del empenaje horizontal del avión, generalmente fijo, cuya función es proveer estabilidad de cabeceo. Mediante su acción el aparato tiende a volver a su actitud inicial de equilibrio cuando por cualquier circunstancia es sacado de ella.

Puede ser del tipo regulable en vuelo, con lo que se tiene un potente medio para corregir el equilibrio del avión y es ampliamente usado en las grandes máquinas de trasporte.

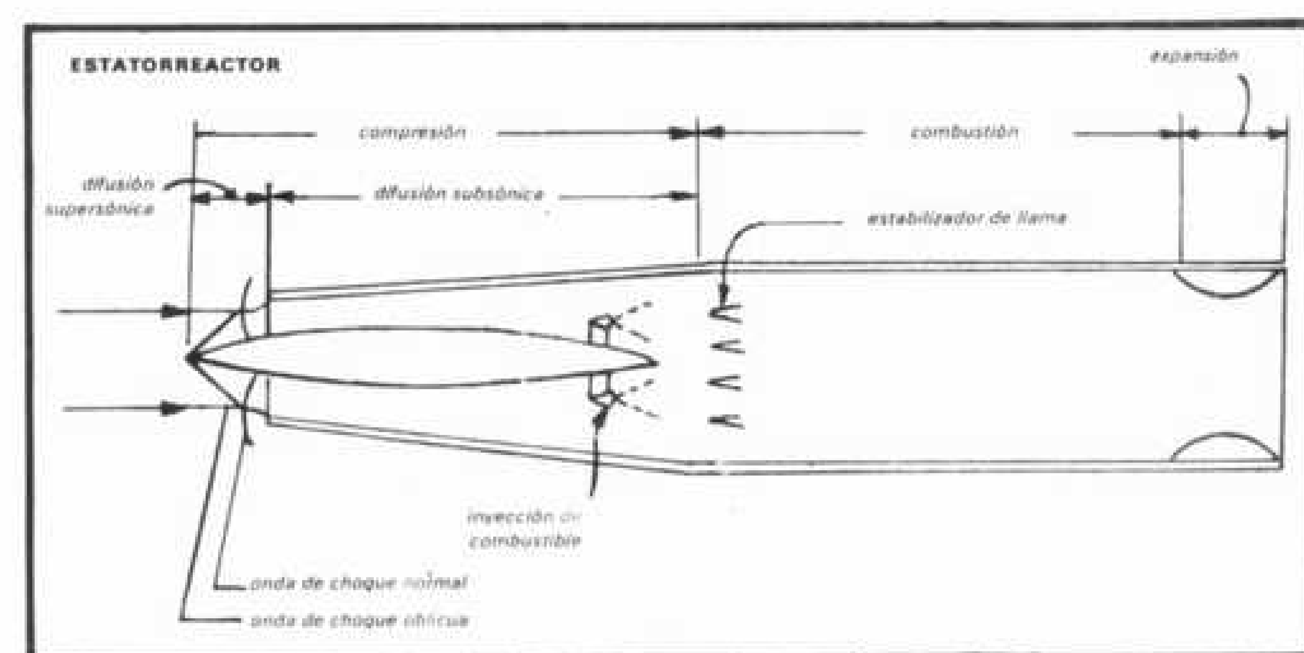
Estatorreactor: es el más simple de los motores de reacción que usan el oxígeno del aire como comburente, no teniendo partes móviles.

Consiste en un conducto de forma especial que tiene una sección divergente, enseguida de la boca de entrada del aire exterior, llamada difusor y cuya función es disminuir la velocidad del aire, que debe llegar a más de 482,7 km/h para que el motor funcione, con el consiguiente aumento de presión. A continuación el fluido pasa a otra sección donde se inyecta combustible y la mezcla es encendida por una bujía en el arranque y luego la llama se mantiene por autoencendido, elevando la temperatura y el volumen. La masa caliente atraviesa un estabilizador de llama (placa metálica perforada) contigua a los inyectores, que evita que se apague la llama por acción del viento, y es dirigida a la tobera de salida diseñada para obtener el máximo de velocidad de escape de los gases.

El empuje es aplicado sobre las paredes del difusor como efecto de presión y depende de la diferencia de velocidad entre la entrada del aire y la salida de los gases.

Los estatorreactores resultan eficientes desde velocidades próximas a la del sonido hasta Mach 4, limitados por la barrera térmica. Se diseñan para una determinada velocidad y altura de operación, presentando poca flexibilidad para hacerlo fuera de ellas.

Los reactores francamente supersónicos (velocidades superiores a Mach 1,75) tienen un cono de entrada en el difusor que permite el empleo de una onda de choque oblicua y una onda de choque normal, como etapas de compresión, lo cual permite aumentar la eficiencia del reactor.



Extradós: en el perfil del ala es la línea superior que une el borde de ataque con el borde de salida. Por extensión se llama así el dorso del ala.

Extrusión: proceso de conformar barras o elementos similares forzando el metal en estado plástico a través de un molde que determina la sección del producto terminado.

F

Factor de carga: es la relación entre la carga que soporta el avión en una determinada maniobra o por efecto de ráfagas verticales y la carga normal en vuelo rectilíneo, altura constante y aire calmo.

El máximo factor de carga previsible debe considerarse en el cálculo de las estructuras del avión y éste depende fundamentalmente de la misión asignada. Como ejemplo puede decirse que el factor de carga sobre las alas puede variar entre 2,5 para grandes aviones de trasporte y 6 o aún más para aviones acrobáticos o de combate.

Fail safe: seguro contra rotura, es un principio constructivo adoptado en estructuras aeronáuticas modernas para evitar que al producirse la avería de cualquiera de sus partes, ésta llegue a ser peligrosa.

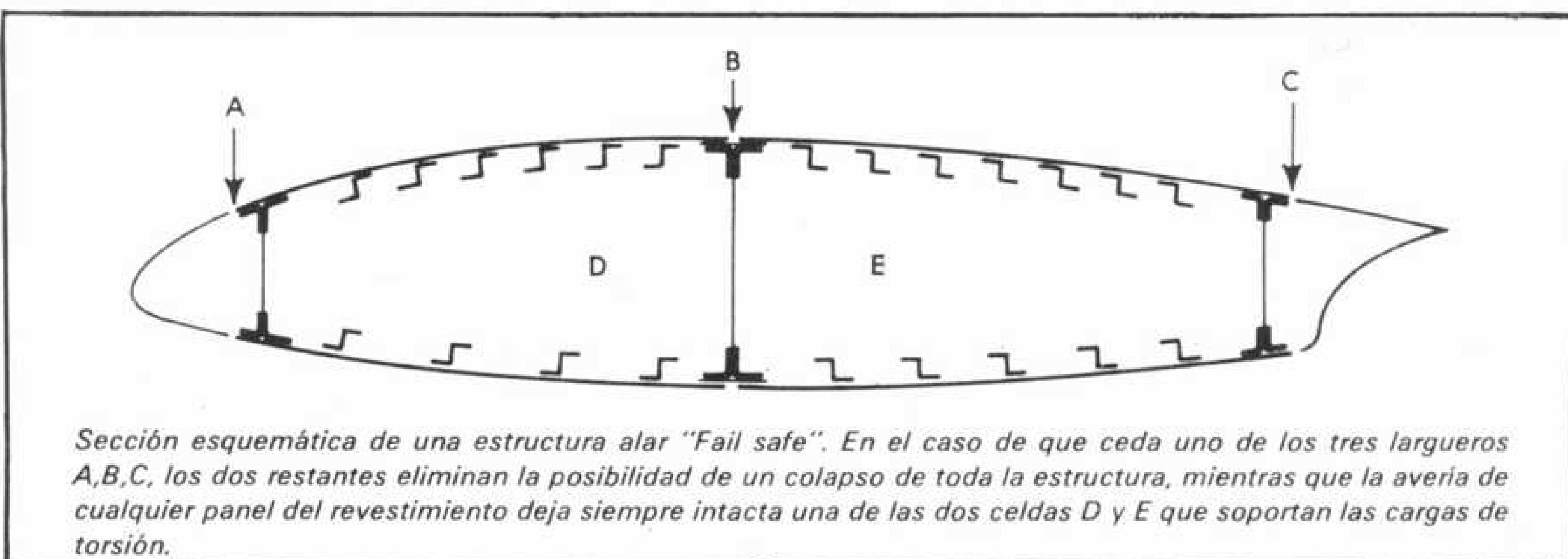
Su necesidad surgió por la extensión de la vida de vuelo de los aviones (los aviones de trasporte actuales entre treinta y cuarenta mil horas) con el consiguiente aumento de la fatiga de los materiales, la presurización de los fuselajes y otras causas.

El progreso de la ingeniería que permite mayor exactitud en los cálculos y ahorro de peso permitió esta posibilidad. Hoy los aviones se proyectan de manera que cualquiera sea la carga sobre la estructura; ésta sea soportada por lo menos por dos elementos y si uno cede el otro permite continuar el vuelo con seguridad.

Además de la subdivisión, son de fácil inspección y las averías son detectadas antes de alcanzar proporciones peligrosas. Esta construcción se emplea sin excepción en los aparatos comerciales y está muy difundida en los aviones militares.

Flap: véase hipersustentador.

Flecha del ala: se define como el ángulo que forma el borde de ataque del ala con la perpendicular a la cuerda alar en la raiz. Si la línea que une



Sección esquemática de una estructura alar "Fail safe". En el caso de que ceda uno de los tres largueros A,B,C, los dos restantes eliminan la posibilidad de un colapso de toda la estructura, mientras que la avería de cualquier panel del revestimiento deja siempre intacta una de las dos celdas D y E que soportan las cargas de torsión.

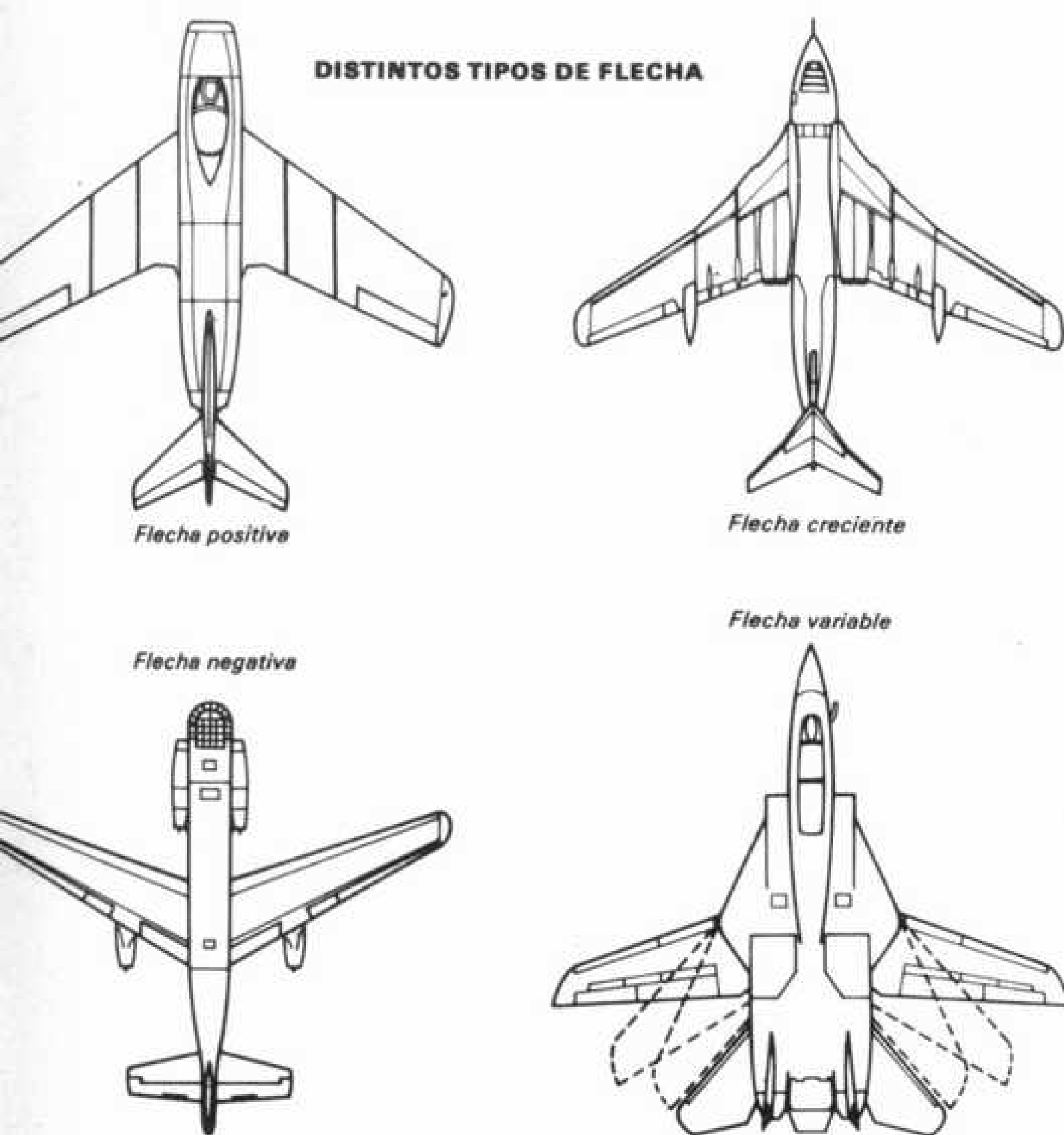
los puntos en el 25% de las cuerdas es recta, la flecha se define muchas veces con respecto a la línea del cuarto de cuerda.

Flettner, aleta: es una aleta de equilibrio que lleva el nombre de quien la ideó, Anton Flettner, accionada por el piloto mediante mecanismo irreversible y que está instalada en el borde de salida de las superficies de control (alerones, elevador, timón).

Al mover la aleta la superficie de control se mueve en sentido contrario y produce la compensación requerida, eliminando el esfuerzo constante del piloto.

Flutter: el término equivalente en castellano es flameo. Es una oscilación mecánica continua que se inicia por una acción circunstancial y se mantiene por interacción de las distintas fuerzas que intervienen.

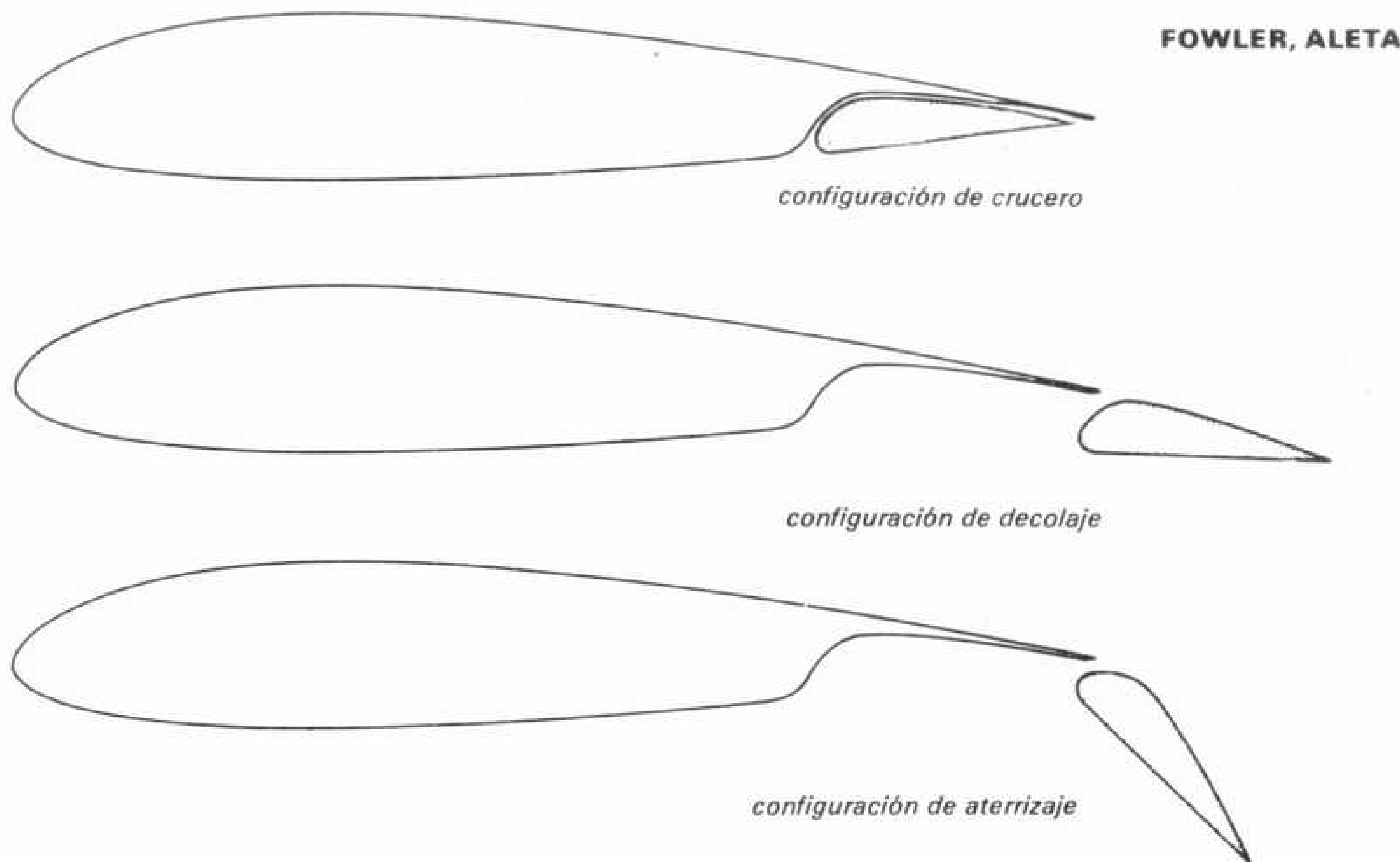
Si se supone que por una acción aerodinámica el ala se deforma, la reacción elástica del material tiende a volver la estructura a su posición de equilibrio, pero como el conjunto tiene masa es posible que en ciertas condiciones de las fuerzas (aerodinámicas, elásticas y de inercia), se produzca una oscilación que da origen al flutter. Se manifiesta como una vibración o zumbido que puede llegar a ser muy intenso y peligroso, con la desintegración del avión en breve tiempo.



Fowler, aleta: es un hipersustentador de deslizamiento colocado en el borde de salida del ala. La aleta tiene perfil aerodinámico y en vuelo normal encaja perfectamente en el intradós del ala. Al ser accionada, al mismo tiempo que se desliza hacia atrás gira hacia abajo, y en su posición extrema aumenta la curvatura del ala y su superficie.

Freno aéreo: superficie móvil comandada que puede estar colocada en el ala, en el fuselaje o en el empenaje y al accionarse se dispone próxima a la perpendicular del viento relativo para producir la operación de frenado.

En los aviones de hélice se usaron para bombardeo en picada, en los de reacción modernos casi todos lo poseen, porque un motor de reacción no ejerce apreciable fuerza de frenado, mientras que la baja resistencia aerodinámica de estas máquinas y su considerable carga alar, lo llevarían a velocidades peligrosas en el curso de una picada aunque no sea muy pronunciada.



Frise, alerón: es un alerón equilibrado que tiene una forma tal que al inclinarlo hacia abajo aumenta la curvatura del ala elevando la sustentación pero generando un momento que tiende a producir la guiñada del avión; el alerón opuesto, en cambio, al girar hacia arriba deja asomar la sección delantera respecto al eje de charnela, debajo del intradós del ala, con lo que compensa la resistencia del ala opuesta.

Fuselaje: es una estructura de línea aerodinámica cuya función principal es unir el ala con los planos estabilizadores y los comandos del empenaje para proveer estabilidad y control de dirección y elevación al avión. Su segunda misión es alojar la tripulación, pasajeros y carga, sirviendo en algunos casos para fijar el motor.

G

G.C.A.: (del inglés Ground Controlled Approach= aproximación a tierra controlada) es la técnica de aproximación a tierra en vuelo a ciegas, mediante la cual un operador en tierra que sigue desde un refugio radar la trayectoria del avión que se acerca para el aterrizaje, le imparte instrucciones por radio para alinearlo correctamente con la pista y hacerlo seguir una línea de descenso que lo llevará a tocar en el punto previsto.

El avión sólo requiere equipo de radio en telefonía para recibir las instrucciones.

El sistema provee seguridad hasta aproximadamente 30 metros de cota, a partir de la cual el piloto ejecuta la fase final en contacto visual con el terreno.

Gee: denominación convencional del primer sistema de radionavegación empleado por el Bomber Command de la RAF en la Segunda Guerra Mundial. Basado en un equipo instalado a bordo del avión que medía la diferencia de fase entre las señales recibidas de dos estaciones trasmisoras de tierra, una maestra y otra esclava disparada por la anterior, el "Gee" permitía una satisfactoria precisión en la navegación sin visibilidad hasta una distancia de 500 km de la trasmisora.

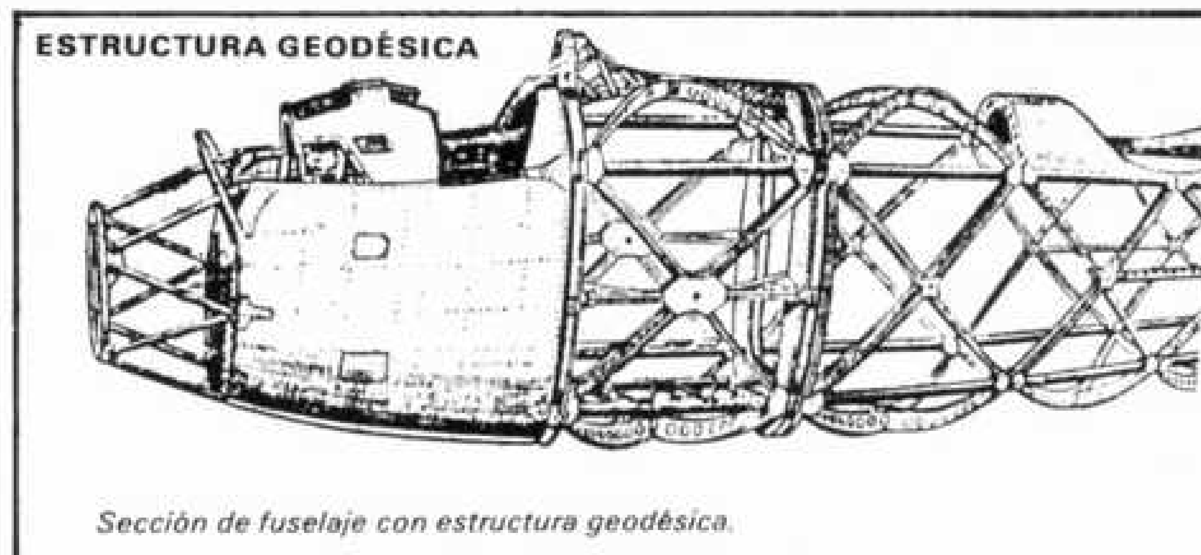
Manteniendo constante el desfasaje entre las señales de las dos estaciones el avión podía mantener una ruta asignada, mientras que las señales de una segunda trasmisora ligada a la maestra, permitía fijar la posición con precisión, utilizando cartas apropiadas.

El sistema estaba limitado por el alcance y la posibilidad de interferencias por el enemigo.

Geodésica, estructura: es una estructura en la cual el complejo de elementos resistentes está constituido por arcos que siguen la superficie de un sólido cuya forma se desea obtener, dispuestos según la línea más corta que une dos puntos. Por ejemplo, un elástico extendido sobre una superficie convexa cualquiera se dispone según una línea geodésica.

La estructura geodésica modificada para incorporar elementos resistentes longitudinales fue empleada por la casa inglesa Vickers en los bombarderos "Wellesley", "Wellington" y "Warwick". Presenta algunos aspectos interesantes como el volumen interno libre de elementos estructurales, construcción bastante simple, liviana y económica, capaz de soportar fuertes daños. Ha sido abandonada porque no se presta para cabinas presurizadas y perfiles finos de alta velocidad.

ESTRUCTURA GEODÉSICA



Sección de fuselaje con estructura geodésica.

H

Handley Page, aleta: dispositivo hipersustentador que lleva el nombre del fabricante de aviones. Está constituida por una aleta adherida al borde de ataque del ala, por la presión del viento relativo y que se desplaza hacia adelante cuando la velocidad del avión es muy reducida o con elevados ángulos de ataque, correspondientes a una fuerte depresión sobre el ala. El aumento de la sustentación se obtiene porque la acción de la ranura que se forma entre la aleta y el ala permi-

te ángulos de ataque mayores que con alas simples equivalentes. Efectivamente, el flujo de aire que pasa por la ranura aumenta la energía de la capa límite y la separación de ésta es retardada muy por arriba del ángulo crítico de pérdida de velocidad.

Head up display: (proyección del tablero en el parabrisas) es la proyección de los elementos del tablero de instrumentos y la información de la puntería sobre el blanco, en el parabrisas del avión, permitiendo al piloto mantener la observación externa con el mínimo de desplazamientos de su visión.

Helicóptero: es un aeromóvil más pesado que el aire capaz de ascender y descender verticalmente mediante las palas giratorias de un rotor (o rotores) que producen la sustentación y la tracción de traslado.

El más difundido es el helicóptero monorrotor que puede tener de dos a seis palas, con el eje en el centro de gravedad de la máquina y que recibe poder de una o más unidades motrices, generalmente del tipo turbina. Las palas en el giro modifican automáticamente el ángulo de ataque y su posición relativa, de manera de compensar las fuerzas aplicadas a las palas que avanzan con respecto a las que retroceden. Un rotor anticupla en el extremo del travesaño de cola, está ligado mediante trasmisión mecánica apropiada, al rotor principal para evitar la rotación del helicóptero alrededor de su eje vertical, que se originaría por la cupla de reacción.

El fuselaje normal es del tipo monocasco con un travesaño de cola que lleva el rotor anticupla y que también puede tener un plano estabilizador y una deriva.

El tren de aterrizaje es normalmente del tipo fijo y doble patín.

Los comandos de vuelo están constituidos por los pedales, con los cuales el piloto comanda el paso del rotor de cola y por consiguiente la tracción y la dirección del eje longitudinal del helicóptero, y dos bastones (barras) para comando del paso cíclico y del paso colectivo. El primero, análogo al de los aviones, puede moverse adelante o atrás, izquierda o derecha, gobernando la dirección de la tracción del rotor y el desplazamiento del helicóptero. El bastón de paso colectivo se puede levantar o bajar modificando el paso de las palas, con el aumento o disminución de la tracción y mediante el giro de su empuñadura, similar a la palanca del acelerador de los aviones; se varía la potencia entregada por el motor para mantener constante la velocidad de giro del rotor, que se modifica con el paso. Otro comando esencial de cualquier helicóptero es el de fricción interpuesto entre la unidad motriz y el rotor, el cual permite arrancar el motor sin la inercia del conjunto de palas o mantener el rotor en rotación en el caso de detención del motor, para ejecutar la maniobra de emergencia de descenso en autorrotación.

Los reductores de los helicópteros deben asegurar relaciones de reducción elevados, teniendo en cuenta que las turbinas usadas pueden tener entre 20 000 y 40 000 RPM, mientras que el rotor trabaja entre 200 y 400 RPM.

Sin competir con el avión en velocidades de traslado, el helicóptero ha demostrado ser un elemento sumamente versátil para operaciones de todo tipo tanto en el orden comercial como en el militar y de seguridad.

Hipersustentador; la pérdida de velocidad, velocidad mínima de sustentación o velocidad de aterrizaje, está determinada en parte por la carga alar. Si la carga alar es alta, condición ventajosa para el vuelo en alta velocidad, la velocidad de aterrizaje y decolaje serán también altas, haciéndose necesario usar pistas de longitudes apreciables.

Para disminuir la velocidad mínima en vuelo las únicas formas para hacerlo son: 1) control de la capa límite, 2) modificación de la curvatura del perfil alar, 3) cambio en la extensión de la superficie alar.

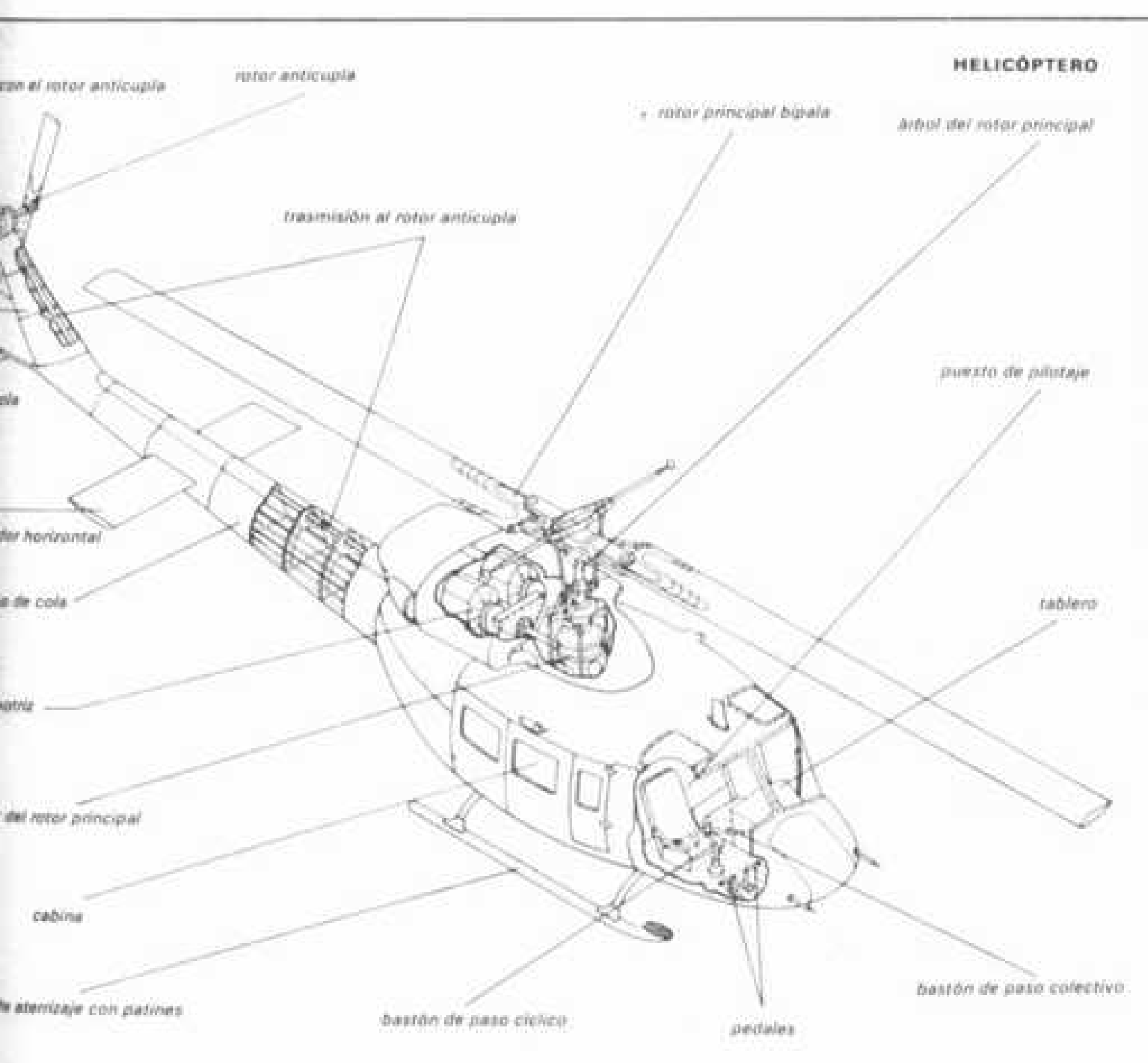
El control de la capa límite se puede obtener empleando aletas de ranura en el borde de ataque de accionamiento automático o comandado, como es el caso de las aletas Handley Page, usando el soplado de la capa límite, por medio de una fuente de energía del avión, lo que permite un aumento del ángulo de ataque del ala y disminución de la velocidad de pérdida. Otro método de control de la capa es la aspiración, que evita su separación del dorso del ala con efectos similares a los de los casos anteriores.

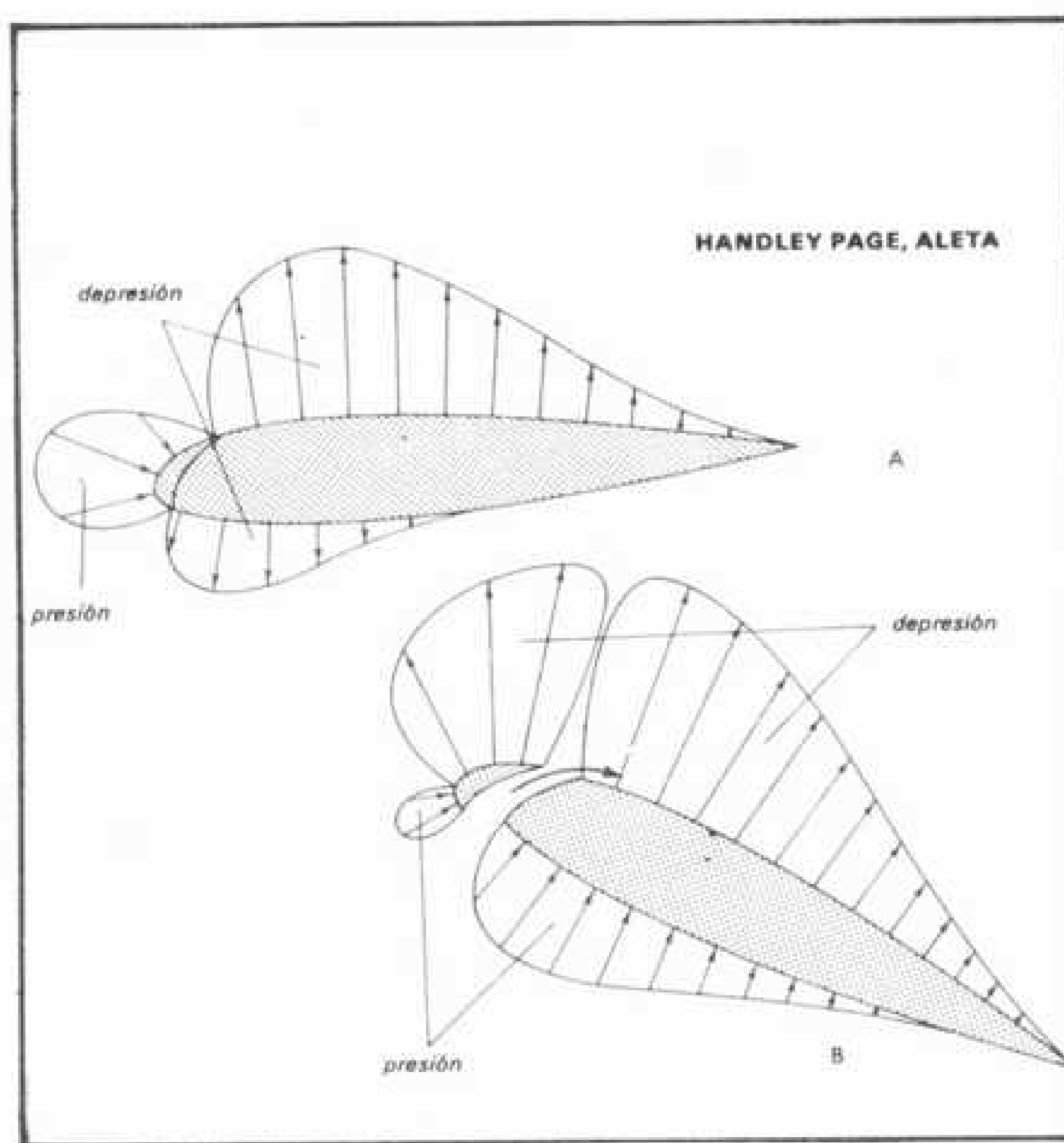
La modificación de la curvatura del perfil del ala se puede realizar con aletas en el borde de salida del ala (aletas de curvatura), con aletas en el borde de ataque (aletas Krüger) o con el borde de ataque desplazable hacia abajo.

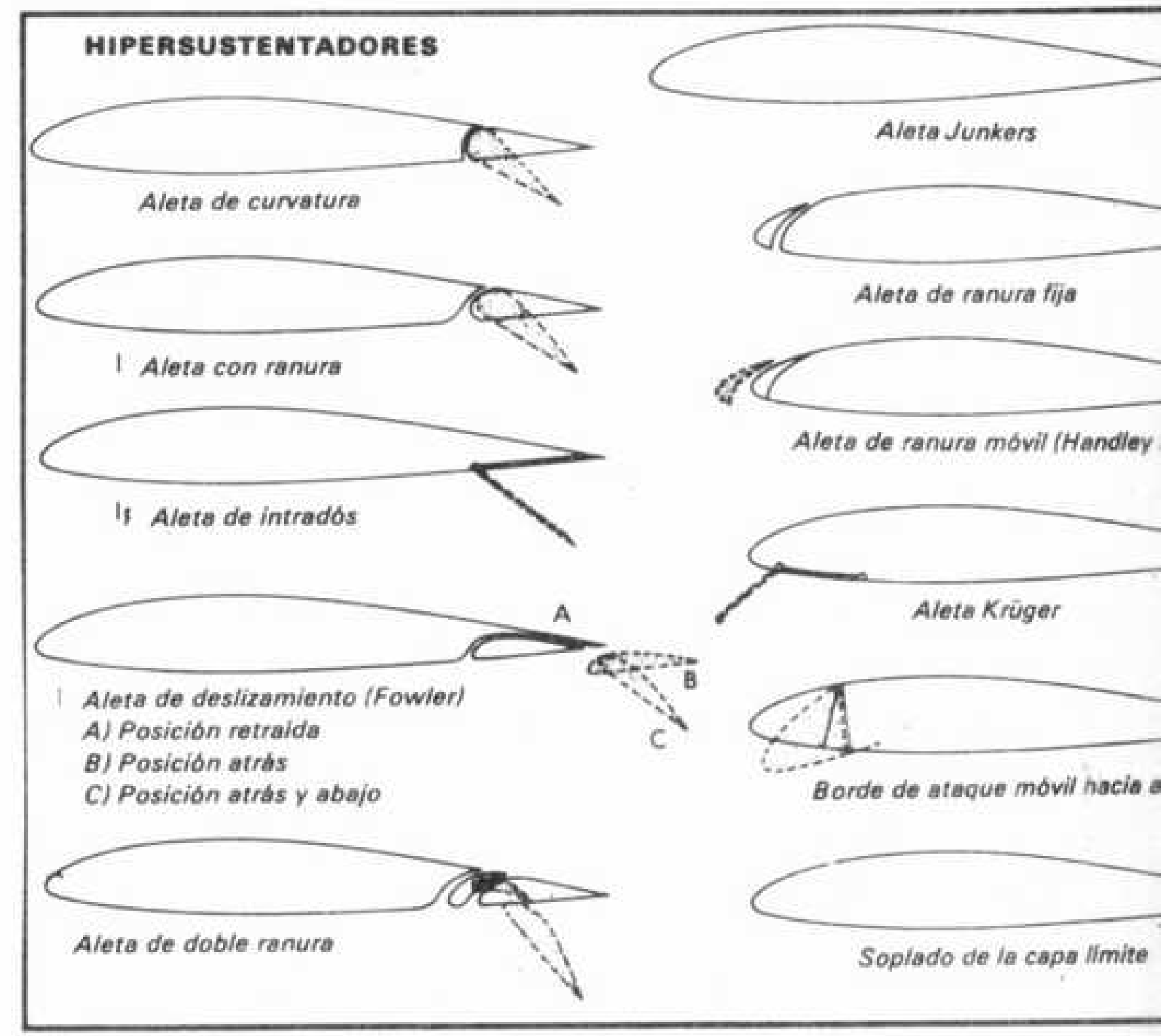
El cambio de la superficie del ala se puede hacer con aletas de deslizamiento, que desde el borde de salida del intradós se corren hacia atrás con el aumento de la cuerda alar.

Hay hipersustentadores que combinan los métodos, tales como la aleta Zap, que es una aleta de intradós que puede deslizarse hacia atrás y luego bajar; la aleta Fowler, que se desliza hacia atrás dejando una ranura entre el borde de salida del ala y el borde de ataque de la aleta, aumenta la superficie alar y baja acrecentando la curvatura.

Un ala moderna con hipersustentadores adecuados permite aumentos de sustentación de tres veces con respecto a la misma ala normal. En aviones bisónicos se obtienen velocidades de aterrizaje del orden de la décima parte respecto a la máxima posible.







I

I.F.F.: es la sigla del inglés "Identification Friend or Foe" (identificación amigo o enemigo) con la cual se reconoce un pequeño trasmisor instalado a bordo de un avión militar que al recibir una predeterminada señal de radio, trasmite automáticamente una señal de respuesta. Fueron instalados en todos los caza ingleses del Fighter Command en julio de 1940, lo que les permitía individualizar con absoluta seguridad cualquier aparato como amigo o enemigo puesto que la emisión de respuesta producía una señal inconfundible en la presentación del radar donde se observaban las trayectorias de distintos aviones.

I.L.S.: es la sigla del inglés "Instrument Landing System" (Sistema de aterrizaje con instrumentos) con la que se individualiza un sistema de aproximación sin visibilidad, en la fase de aterrizaje.

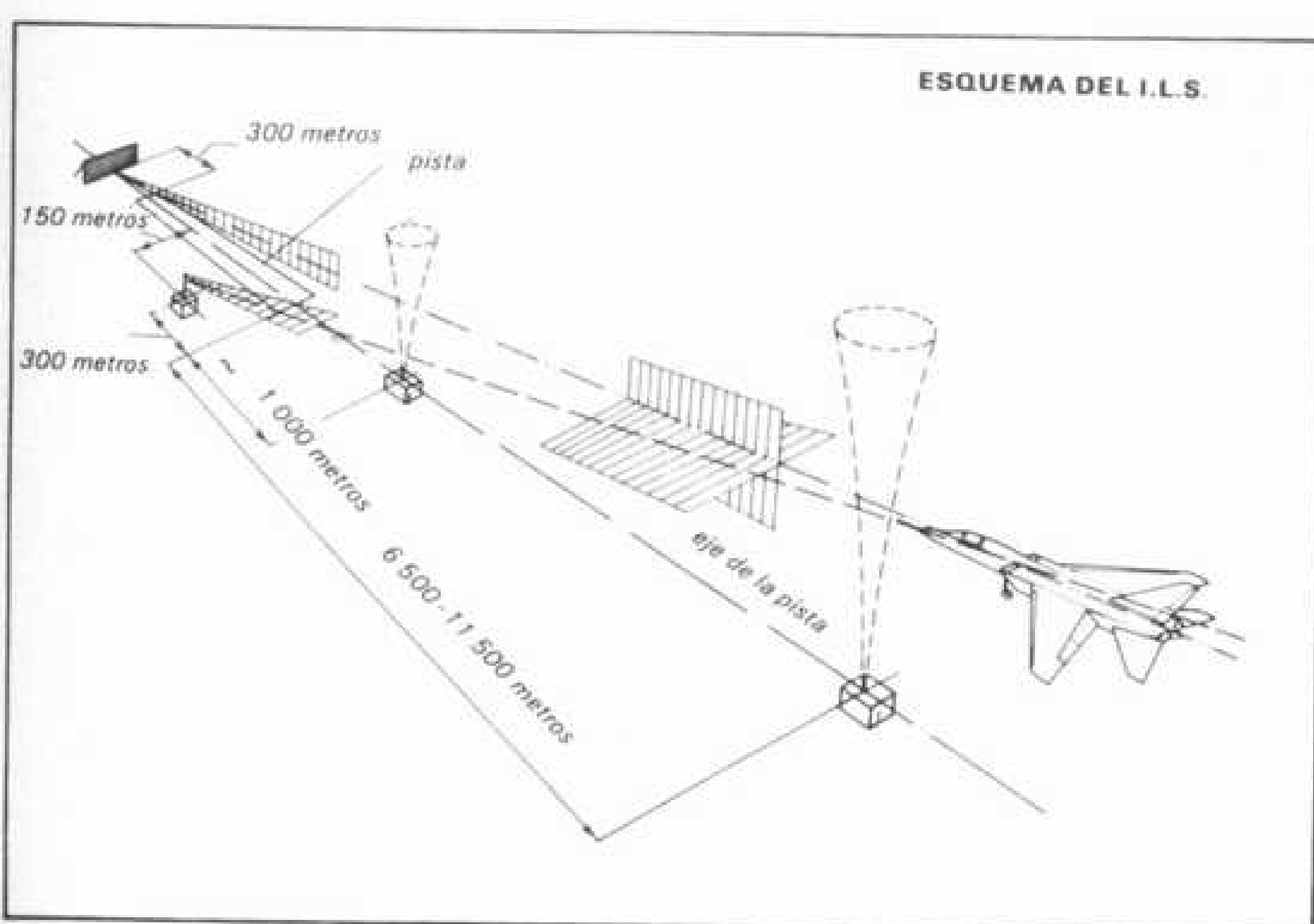
El sistema permite tomar contacto visual con el terreno a treinta metros de altura con el avión alineado con la pista, después de lo cual el aterrizaje se hace visual.

El piloto en la aproximación se limita a mantener centradas, en el instrumento respectivo, dos barras cruzadas, una vertical que establece la alineación con la pista y otra horizontal que determina la pendiente de descenso correcta. La distancia a la cabecera de pista durante la aproximación se determina con dos radiobalizas instaladas entre 6 500 metros y 11 500 metros la externa y a 1 500 metros la interna respecto a dicha cabecera.

Un trasmisor instalado a 300 metros del extremo de la pista con una antena direccional con un lóbulo de 5° permite determinar el eje de la pista en el indicador del avión. Un segundo trasmisor ubicado a 150 metros al costado del eje de la pista envía una señal direccional de 1° de amplitud y en un ángulo de 2°30' con respecto a la horizontal del terreno.

Indicador de actitud: es un instrumento que le permite al piloto conocer la actitud de su avión con respecto al horizonte en cualquier maniobra que pueda ejecutar sin referencias externas. Con respecto al horizonte artificial, del cual deriva, no tiene límite de maniobra crítica para la cual el anterior debía trabarse.

El elemento sensible del instrumento es un giróscopo de eje vertical con dos grados de libertad.



Indicador del ladeo y viraje: es un instrumento mediante el cual el piloto puede establecer por la indicación de una aguja vertical, si el avión gira con respecto a la vertical terrestre, al mismo tiempo que determina si su giro es correcto (equilibrio de la sustentación, fuerza centrífuga y peso del avión).

El elemento sensible para el viraje es un giróscopo de eje horizontal, con un grado de libertad limitado por un resorte, que mueve la aguja. La inclinación correcta del giro la determina una esfera metálica (bolita) colocada en el interior de un tubo de vidrio, con la forma de arco inferior, que tiene líquido para amortiguar las oscilaciones de la esfera cuyo diámetro es ligeramente menor que el del interior del tubo; acciona como un péndulo en el plano vertical-trasversal del avión.

Normalmente el giróscopo es accionado neumáticamente pero puede ser eléctrico. Es el más simple de los instrumentos giroscópicos.

El instrumento se basa en la medida de la presión dinámica del viento relativo mediante una cápsula diferencial y de la presión estática por un aneroide. Como el número de Mach es una función de la relación de estos valores, el movimiento de las cápsulas se combina por medio de palancas para llevar la indicación correcta a la aguja.

Indicador de velocidad vertical (variómetro): el instrumento provee la indicación de la velocidad de ascenso o descenso del avión.

Básicamente, el aparato mediante una cápsula diferencial determina la diferencia de presión que se manifiesta entre la presión estática del aire que llega directamente al interior de la cápsula por un conducto de diámetro apreciable y la presión que se manifiesta en la cámara del indicador de la misma toma estática pero que pasa por una restricción, retardando el tiempo de equilibrio. En vuelo a nivel las presiones en el interior de la cápsula y en la cámara están equilibradas y la aguja marca cero. Cuando el avión asciende o desciende, como la presión atmosférica varía con la altura, se establece un desequilibrio de presión entre la cápsula y la cámara, proporcional a la velocidad vertical.

Inercial, navegador: es un sistema moderno de navegación que permite conocer con alta precisión la posición del avión respecto a la tierra, en cualquier instante del vuelo. Es sumamente útil en la aviación militar donde muchas veces no se puede contar con el apoyo radioeléctrico y no se puede emplear navegación observada o celestial, disponiendo sólo la menos precisa: navegación estimada.

El principio aplicado es la medida de la aceleración en una determinada dirección la que como función del tiempo permite saber la velocidad y además establecer la distancia recorrida.

El sistema consiste básicamente en una plataforma horizontal estabilizada por medio de giróscopos, que se orienta mediante el instrumental de a bordo, con el eje principal de referencia según la dirección norte-sur. Sobre la plataforma se montan tres acelerómetros muy sensibles que captan aceleraciones según los ejes ortogonales de la plataforma (norte-sur, este-oeste, vertical). Cada acelerómetro mide las aceleraciones según sus respectivos ejes y un sistema de calculadores, adonde llegan las señales de aceleración; determina velocidad y distancia recorrida según la dirección de cada eje y establece la posición del avión, cuando se han colocado las coordenadas geográficas del punto de partida.

Inestabilidad dinámica: el requisito de estabilidad que un aeromóvil debe tener se manifiesta por la tendencia a volver a su condición de vuelo de la cual accidentalmente hubiera sido sacado. Si esta tendencia lleva al aparato a producir oscilaciones amortiguadas alrededor de su actitud de equilibrio, éste tiene **estabilidad** dinámica.

Cuando las oscilaciones alrededor de su posición de equilibrio aumentan, el avión es **inestable dinámicamente** y genera oscilaciones divergentes.

Si el avión al ser sacado de su actitud de vuelo se aleja cada vez más de ella, tiene **inestabilidad de divergencia**.

En ciertos casos en que la máquina presenta el fenómeno de inestabilidad dinámica y al intentar corregirla se produce un empeoramiento sensible de sus características de vuelo o marcada reducción de su maniobra, en la técnica actual se acepta esa condición, siempre que las oscilaciones sean lo suficientemente lentas como para permitir la acción correctiva del piloto.

Intradós: en el perfil del ala es la línea inferior que une el borde de ataque con el borde de salida. Por extensión se llama así al vientre del ala.

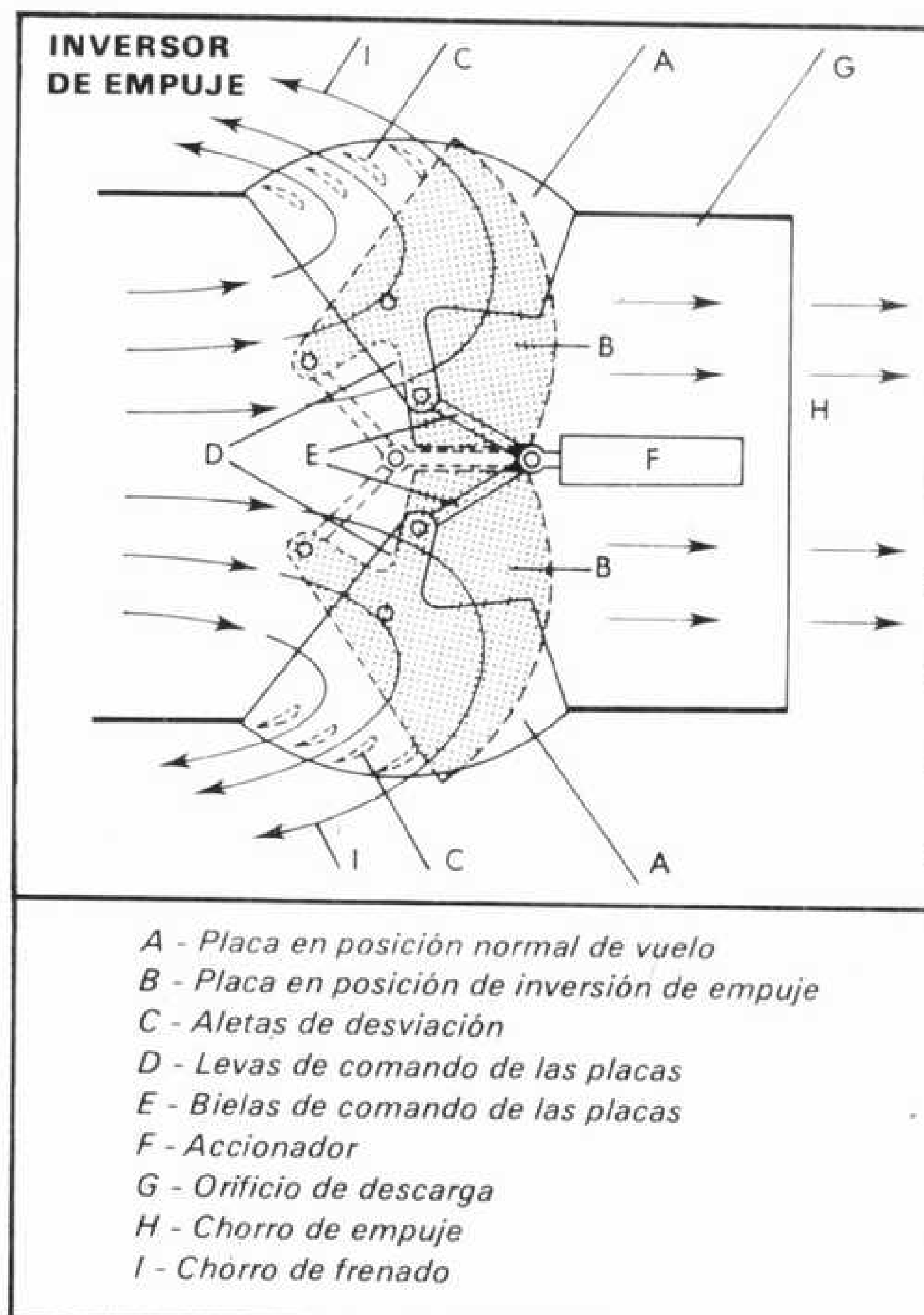
Inversión de comandos: fenómeno aeroelástico que se manifiesta cuando la deformación de la estructura del avión, producida por el accionamiento de una superficie de control, determina un resultado opuesto al deseado por el piloto.

Si se considera un alerón clásico, al ser movido hacia abajo produce un aumento de la sustentación de la semiala y por consiguiente un aumento de la cupla de rolido que tiende a levantar su extremo. Si la estructura es flexible, la cupla de torsión generada por el alerón, hace disminuir el ángulo de ataque del extremo del ala y reduce la sustentación de la misma y el alerón pierde eficacia. Como este efecto crece con la velocidad de vuelo, habrá una velocidad crítica para la cual el alerón es completamente ineficaz y para velocidades mayores se invierte su efecto.

Inversión del empuje: la gran velocidad de aterrizaje de los aviones de reacción que requieren pistas muy largas, sugirió desde el principio de la propulsión por chorro, el empleo del empuje del reactor invirtiendo su dirección para obtener un frenado en la carrera de aterrizaje con una desaceleración muy superior a la que se puede obtener con los frenos de rueda.

Los inversores de empuje están constituidos por placas metálicas de formas apropiadas que son accionados generalmente por sistemas neumáticos y que se cierran sobre la descarga de los gases del turborreactor y hacen que los gases cambien de dirección de salida, usando eventualmente paletas de guiado, eyectándose en sentido opuesto al usado en la propulsión. Se obtiene así un frenado del orden de la mitad del empuje empleado para el vuelo y es particularmente útil en pistas heladas o muy mojadas donde los frenos de rueda pierden eficacia.

Son largamente empleados en aviones comerciales y están aplicados en aviones militares como el SAAB 37 Viggen y el Tornado.



A - Placa en posición normal de vuelo
B - Placa en posición de inversión de empuje
C - Aletas de desviación
D - Levas de comando de las placas
E - Bielas de comando de las placas
F - Accionador
G - Orificio de descarga
H - Chorro de empuje
I - Chorro de frenado

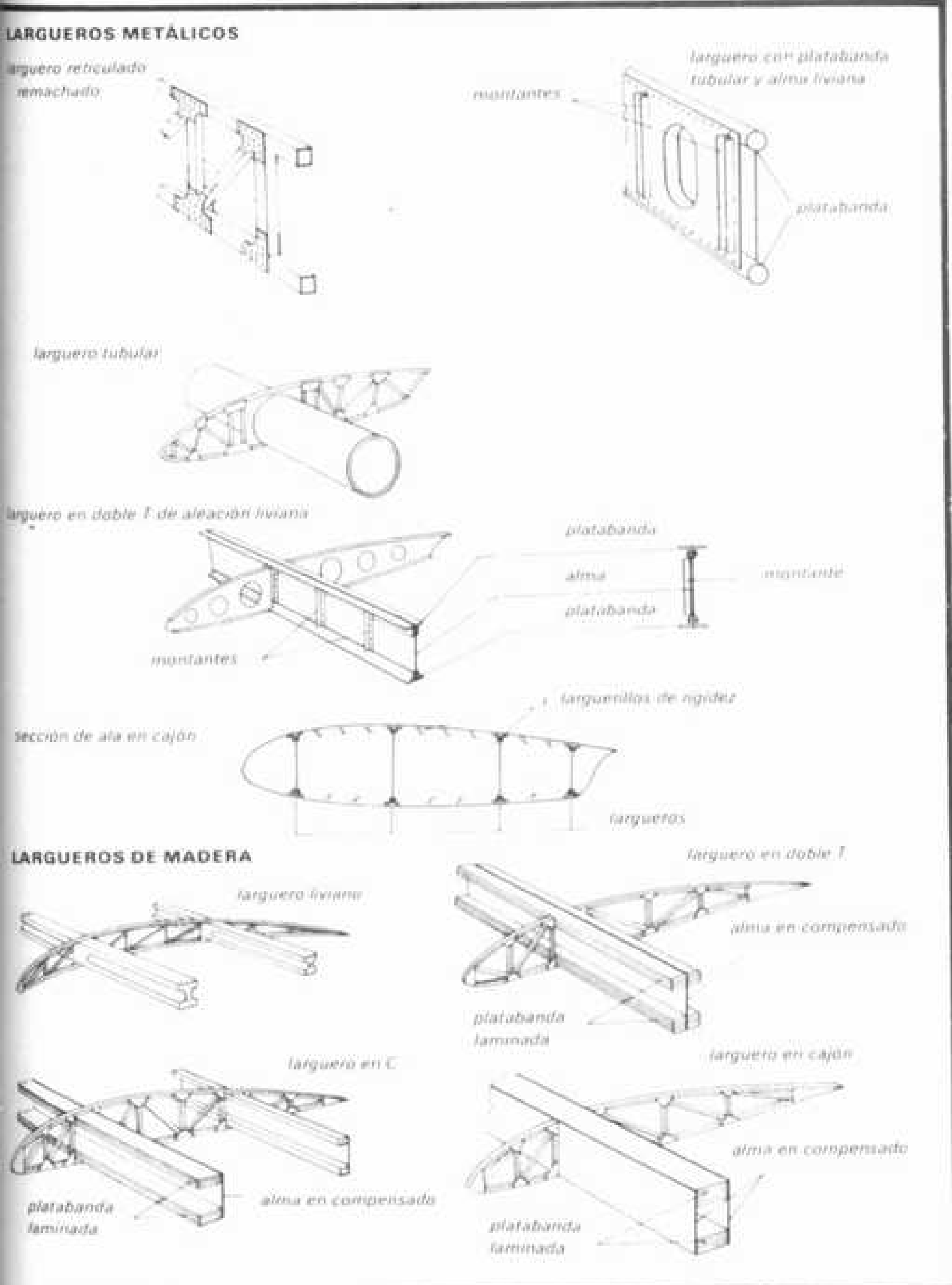
J

Jato: de la sigla inglesa Jet Assisted Take-Off (decolaje ayudado por chorro) indica un motor cohete, generalmente de combustible sólido que se utiliza para facilitar el decolaje de los aviones con sobrecarga o desde pistas o campos de longitud limitada.

Los Jato modernos emplean como combustibles resinas termofraguantes o elastómeros como elemento combustible y percloratos de amoníaco o de potasio, de oxidantes, que proveen impulsos específicos muy altos durante un tiempo relativamente largo y producen poco humo. Un ejemplo es el motor cohete de Aerojet General Corp. que provee un empuje de aproximadamente 8 000 kg durante 2,5 segundos.

Los Jato se colocan en soportes apropiados en el fuselaje y normalmente se encienden en un instante tal que la combustión termine en el momento de despegar las ruedas del suelo.

L



Larguerillos: son varillas de refuerzo longitudinales que en el fuselaje contribuyen a la resistencia estructural y pueden ir remachados a las cuadernas o aros trasversales o al revestimiento, ofreciendo mejores características de resistencia en el último caso.

Largueros: elemento estructural destinado esencialmente a soportar cargas de flexión, torsión y corte en un ala, un fuselaje o un empenaje. En el fuselaje lleva esta denominación la varilla longitudinal de mayor sección. En el ala y en el empenaje se llama así a la viga que corre de un extremo a otro de la supérficie respectiva.

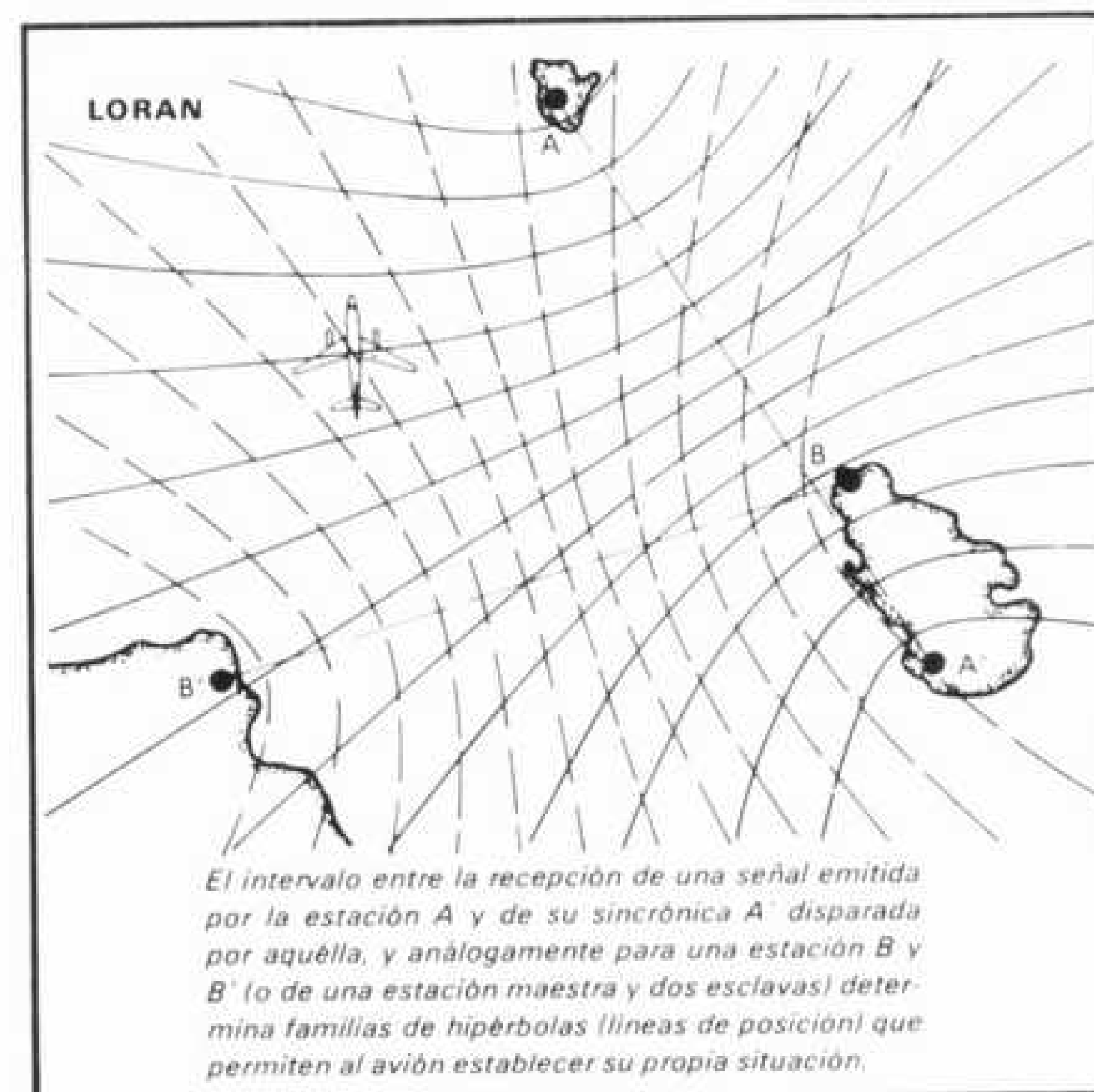
En la construcción de madera se adoptan para los largueros secciones en C, doble T o en cajón, con platabandas en láminas de abeto o haya encoladas entre sí y con el alma de madera compensada.

La construcción metálica es variada y llevó sucesivamente a construcciones basadas en platabandas unidas por montantes y diagonales mediante herrajes remachados y platabandas unidas por una lámina vertical remachada directamente, que se hacía rígida por montantes verticales. El aumento de la carga alar condujo al tipo de estructura de cajón, para asegurar la máxima rigidez del conjunto, con la técnica de platabandas fresadas de aleación liviana para mantenerse fieles al perfil, donde la función resistente del larguero es asumida principalmente por el revestimiento ventral y dorsal del ala, complementada con almas de unión verticales con montantes y costillas y larguerillos de rigidez. La estructura de cajón se presta para la instalación de depósitos de combustible en el ala, que se hacen estancos por compuestos sellantes del remachado y es prácticamente el ala misma constituida como una viga hueca con diafragmas trasversales (largueros) y costillas normales, que hacen un tipo de construcción celular con apreciables ventajas en el plano de la seguridad.

Loran: es un sistema de navegación para grandes distancias usado generalmente en vuelos oceánicos, que deriva su nombre de la expresión inglesa Long Range Aid Navigation (ayuda a la navegación para largas distancias).

El sistema consiste en una estación trasmisora (maestra) y otra enlazada con la anterior (esclava) que se dispara al recibir la señal de la primera. El avión lleva un equipo receptor que mide la diferencia de tiempo entre ambas señales lo cual le permite determinar en una carta especial una línea de posición (hipérbola) que es el lugar de los puntos sobre la tierra donde se reciben las señales de la estación maestra y la esclava con la misma diferencia de tiempo. Empleando otro par de estaciones ubicadas formando aproximadamente ángulo recto con las primeras, se obtiene otro sistema de hipérbolas similares a las anteriores. La situación del avión será la intersección de dos líneas hiperbólicas de posición correspondientes a cada uno de los sistemas.

El receptor del avión es absolutamente automático y permite individualizar con rapidez y precisión la situación del avión, con el empleo de cartas especiales donde están registrados los sistemas de líneas hiperbólicas con su identificación.



El intervalo entre la recepción de una señal emitida por la estación A y de su sincrónica A' disparada por aquélla, y análogamente para una estación B y B' (o de una estación maestra y dos esclavas) determina familias de hipérbolas (líneas de posición) que permiten al avión establecer su propia situación.

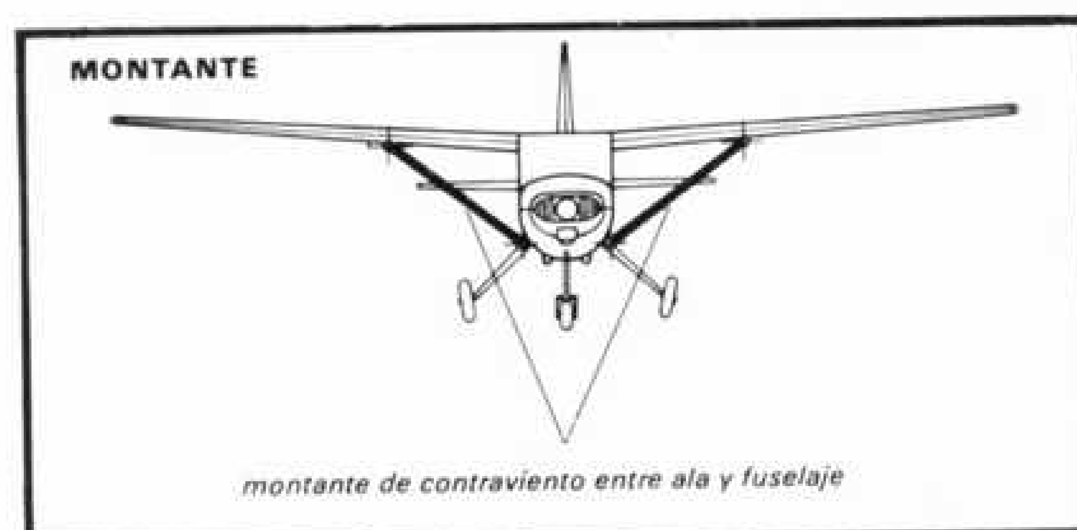
M

Mamparo: es un diafragma que asegura la estanqueidad entre secciones de un fuselaje, ala o flotador. En los hidroaviones asegura su flotabilidad aun en el caso de avería parcial del revestimiento. Se usan para delimitar el lugar destinado a depósitos integrales de combustible, también para evitar la propagación de un incendio desde el sitio de instalación de los motores hacia los puestos de personal (mamparo parallamas).

Monocasco: es la estructura más difundida actualmente en el campo de la construcción aeronáutica, habiendo suplantado el antiguo sistema de reticulado o de cuatro largueros, porque ofrece las ventajas de permitir diseños aerodinámicos, livianos, fuertes y rígidos.

Esta denominación corresponde a la estructura resistente donde sólo el revestimiento soporta las cargas, usado en pocas oportunidades, pero la necesidad de unir distintas partes entre sí; el riesgo de aplastamientos por efecto de fuertes cargas de compresión y aberturas en el fuselaje, condujo a la adopción de la estructura **monocasco rígido, semimonocasco** o de revestimiento resistente. En estos tipos el revestimiento soporta sólo parte de las cargas, presentando elementos de resistencia interna como aros y larguerillos que forman con el revestimiento la **cubierta** resistente. Esta estructura interna es indispensable por la presencia de interrupciones debido a ventanillas, puertas, portillos de inspección, etcétera. Hoy la estructura semimonocasco recurre a una tecnología muy avanzada con el empleo de paneles de revestimiento fresados, elementos de vitrorresina, encolado metal-metal y materiales de altísima resistencia, obtenidos impregnando fibras de boro y de carbono con apropiadas resinas sintéticas.

Montante: elemento estructural en forma de barra que puede resistir esfuerzos de compresión y de tracción que se empleó mucho en estructuras con contraviento para unión de alas biplanas, de alas con el fuselaje, antes de la construcción en voladizo. A pesar de permitir una disposición robusta y liviana era el origen de importantes resistencias aerodinámicas en particular en las uniones por los efectos de interferencia que no era posible reducir.



montante de contraviento entre ala y fuselaje

Motor alternativo: es un motor alimentado con nafta, constituido por un conjunto de cilindros, en cuyo interior se desplazan los pistones, los cuales por intermedio de sendas bielas hacen girar el árbol al cual está unida la hélice.

Las primeras unidades motrices que se emplearon en aviación fueron, el motor alternativo de combustión interna, de cuatro tiempos y cuatro cilindros en línea que cumplía el **ciclo Otto** (admisión de la mezcla —compresión— encendido y combustión —expansión de los gases— escape), fabricado por los hermanos Wright para el histórico vuelo del "Flyer" y el motor en estrella de cinco cilindros, refrigerado por líquido y construido por Manly para el desafortunado vuelo del "Aerodrome" de Langley. El primero pesaba 77 kg y proveía 12 CV y el de Manly tenía algo menos de 90 kg para 52 CV.

En 1908 apareció el **motor rotativo** en estrella, francés, construido por los hermanos Seguin, de 50 kg de peso con una potencia de 32 CV. Era un motor refrigerado por aire donde giraba la estrella de los cilindros solidaria con la hélice (el árbol estaba fijo al avión y era hueco para la admisión de la mezcla que se enviaba a los cilindros) asegurando así buena refrigeración que la baja velocidad de los aviones de la época no la hubiera permitido. Su elevada fuerza centrífuga que obligaba a mantener una baja compresión, el alto consumo, las pérdidas de lubricante, vibraciones y marcados efectos giroscópicos, además de otras causas derivadas, hizo que el límite fuera de 200CV.

En el desarrollo de los motores alternativos que siguieron se incorporaron los reductores de velocidad para la hélice, sistemas de sobrealimentación para enviar con más presión la mezcla a los cilindros, sobrecompresores centrífugos y

turbinas accionados por los gases de descarga que permitían restituir la potencia de nivel del mar a grandes alturas, mejorando las performances del avión y otras mejoras, hicieron alcanzar potencias de 3500 CV en motores radiales de 18 cilindros y dos estrellas y con 24 cilindros en 4 estrellas, así como en motores lineales de 24 cilindros con válvulas de camisa, en los que se obtuvieron relaciones de peso/potencia del orden de 0,3 kg/CV, pero que no tuvieron mucho éxito. El rendimiento total apreciado de estos motores es 26%.

Los motores alternativos cedieron paso a los turborreactores y turbohélices y sólo se emplean en pequeños aviones y helicópteros con potencias menores de 400 CV, instalando motores en línea de 4 y 6 cilindros invertidos o los de 2, 4, 6 u 8 cilindros horizontales opuestos.

N

Número de Mach: es la relación entre la velocidad de vuelo del aeromóvil, en aire de características físicas determinadas, y la velocidad de propagación del sonido en el mismo medio.

La velocidad del sonido en la atmósfera es una función de la temperatura absoluta siendo muy aproximadamente:

$V_s = 20{,}1 \sqrt{T}$

T = temperatura absoluta del aire = 273 + t°

t° = temperatura en grados centígrado

El campo de las velocidades de vuelo se ha dividido arbitrariamente en tres regiones: velocidad **subsónica**, se extiende hasta el número de Mach 0,8; velocidad **transónica**, incluye los números de Mach desde 0,8 hasta 1,2; velocidad **supersónica**, superior al número de Mach 1,2.

Número de Reynolds: es un parámetro adimensional, ya que es una relación de unidades del mismo tipo, índice de la relación entre la fuerza que un fluido en movimiento ejerce sobre un cuerpo por efecto de su propia energía cinética y la fuerza que se manifiesta a causa de la viscosidad del mismo fluido que corre sobre la superficie del cuerpo.

La relación se determina por el producto de la velocidad del movimiento, por la densidad del medio y por una longitud de referencia (se adopta una longitud paralela a la dirección del viento relativo, como puede ser la cuerda alar).

Se emplea como parámetro de semejanza único para velocidades subsónicas y una de las aplicaciones más importantes es que permite, de los resultados obtenidos en el túnel aerodinámico con modelos reducidos, deducir los que podrían obtenerse con un avión o elementos del mismo de tamaño natural, siempre que los respectivos números de Reynolds sean iguales.

O

Oboe: sigla adoptada para indicar un sistema de bombardeo sin visibilidad, guiado por medio de un radar emisor de tierra, que empleó la R.A.F. en la Segunda Guerra Mundial.

En este sistema el avión seguía un haz emitido por la estación que estaba apuntado al blanco y sobre la trayectoria recibía señales de una segunda estación emisora que le indicaba la proximidad del blanco y a continuación el momento de desenganche de las bombas.

Ojiva: carenado de la trompa y de la raíz de las palas de la hélice para reducir la resistencia al avance del conjunto de la hélice, sirviendo además para regular el flujo del aire que llega al grupo motopropulsor, facilita la refrigeración del motor refrigerado por aire o con radiador anular anterior y mejora el rendimiento de la toma de aire en el caso de los turbohélice.

Se emplea el mismo término para indicar la cabeza de los proyectiles dada su forma en general ojival.

En los motores de reacción destinados a velocidades supersónicas se colocan ojivas de forma apropiada para el buen funcionamiento de su toma de aire.

Onda de choque: una pequeña perturbación de presión se propaga por el aire en reposo en todas direcciones y a la velocidad constante del sonido, formando una onda esférica que se irá alejando del emisor.

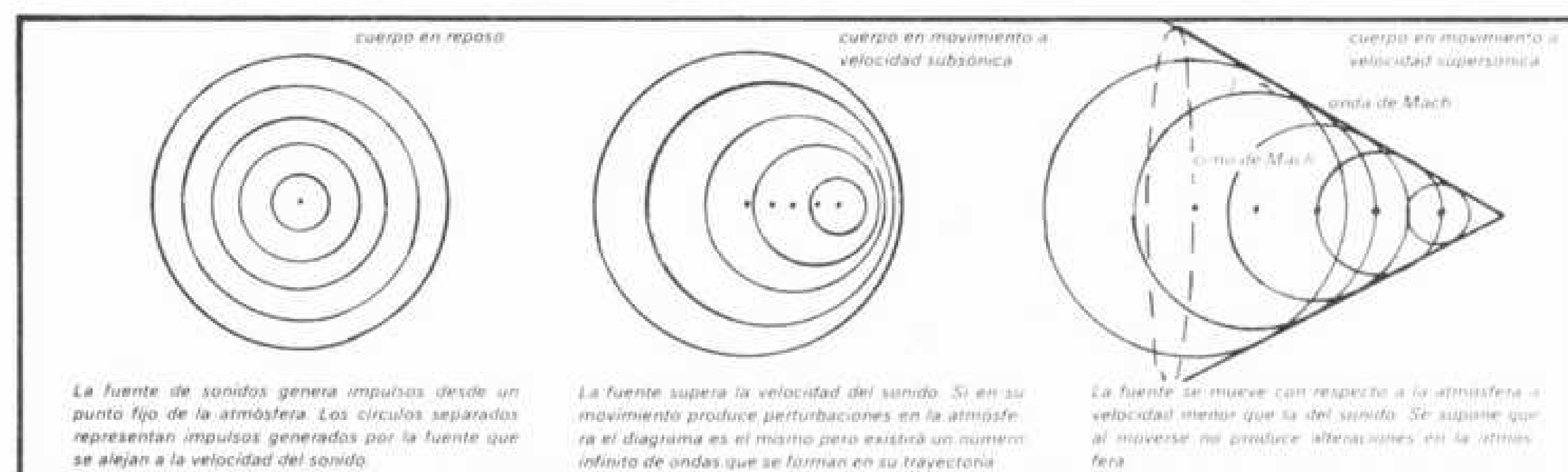
Si suponemos que un cuerpo se mueve con velocidad subsónica uniforme y que las perturbaciones originadas por el mismo movimiento sean muy pequeñas de manera que puedan ser tratadas como ondas de sonido, en cada punto de contacto del cuerpo con el aire previamente en reposo, éstas se trasforman en fuentes de alteración de presión que se propaga a la velocidad del sonido. Desde que la velocidad del sonido es mayor que la del móvil, el frente de ondas producido se mantiene delante de él.

Considerando el caso del cuerpo que se mueve a mayor velocidad que la del sonido, en cada instante éste se encontrará adelante de las ondas que él mismo produjera. Las diferentes ondas de perturbación estarán envueltas por una superficie cónica llamada **cono de Mach**. La superficie cónica de separación forma un frente de ondas denominado **onda de Mach**, que es una débil onda de compresión.

Una onda de detonación, explosión, y el sistema de ondas que se forma en la punta de un proyectil que se mueve a velocidad supersónica generan frentes de onda muy definida que se denomina **onda de choque**. Al atravesar una onda de choque se observa un aumento alto de la presión, así como de la densidad y la temperatura y una disminución de la velocidad. Las ondas de choque fotografiando con interferómetros, muestran que éstas tienen pequeño espesor, desde fracciones de milímetro al nivel del mar hasta pocos milímetros en cotas estratosféricas.

La formación de este complejo de ondas, originado por un avión en vuelo supersónico requiere altísima energía que debe ser provista por él mismo dando origen a una importante resistencia aerodinámica llamada **resistencia de onda**. Esta resistencia se puede verificar con el avión en vuelo subsónico elevado, porque la disposición de algunas superficies como el dorso del ala, puede hacer que el aire en algunos puntos alcance velocidades supersónicas.

La aparición de ondas de choque produce cambios importantes en el comportamiento en vuelo del avión que atraviesa la zona de velocidad transónica: cambios inesperados de actitud por variaciones bruscas de la sustentación, perturbaciones serias en la maniobrabilidad del avión (por efectos sobre las superficies de control) y vibraciones de cola o en todo el avión.



La fuente de sonidos genera impulsos desde un punto fijo de la atmósfera. Los círculos separados representan impulsos generados por la fuente que se alejan a la velocidad del sonido.

La fuente supera la velocidad del sonido. Si en su movimiento produce perturbaciones en la atmósfera el diagrama es el mismo pero existirá un número infinito de ondas que se forman en su trayectoria.

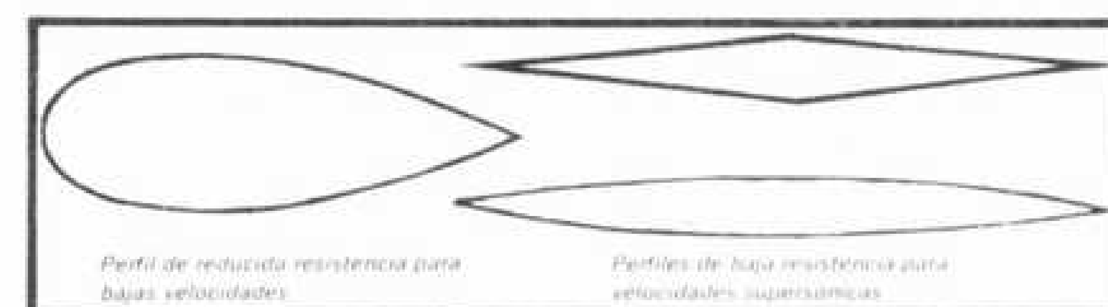
La fuente se mueve con respecto a la atmósfera a velocidad menor que la del sonido. Se supone que al moverse no produce alteraciones en la atmósfera.

P

Parásita, resistencia: se llaman **parásitas** a todas las resistencias que no son generadas para producir sustentación. Para reducir la resistencia de un objeto se busca darle forma de perfil aerodinámico y en tal sentido y para igual sección un cuerpo con perfil aerodinámico con una relación de fineza igual a 3 (la longitud es tres veces el diámetro) da los mejores resultados en velocidades bajas en donde no se manifiestan los efectos de compresibilidad. En alas para velocidades supersónicas un borde ataque agudo y una relación de fineza de 12 es lo común.

Por razones de conveniencia la resistencia parásita de un avión puede ser expresada en términos de la superficie de una placa plana equivalente.

Patín: es un elemento de apoyo de la cola en el aterrizaje, usado en los primeros aviones entre los cuales se encuentra el "Flyer" de los hermanos Wright, en trenes del tipo de triciclo posterior. Se emplea hoy en planeadores y helicópteros.



Perfil de reducida resistencia para bajas velocidades

Perfiles de baja resistencia para velocidades supersónicas

El tren de aterrizaje con patines se aplica en algunos aviones experimentales de reacción como el North American X-15 y fue abandonado en los aviones militares debido a su poca movilidad en tierra.

Pedales: es el órgano de comando del timón de dirección (en los aviones) y del rotor anticupla (en

los helicópteros), que es movido por el piloto con los pies.

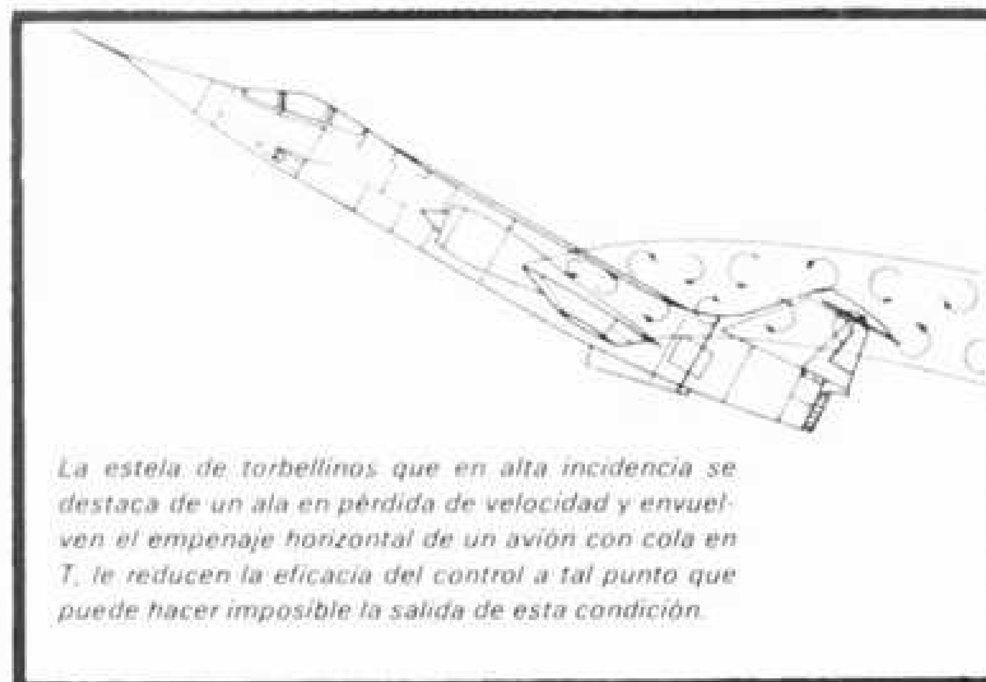
Está constituido en el caso más simple por una barra horizontal con eje vertical en el centro, en cuyas extremidades se apoyan los pies del piloto; los frenos de las ruedas se encuentran generalmente en la misma barra.

Pérdida de velocidad: para un ángulo crítico del ala (ángulo máximo de sustentación) el flujo de aire que se desliza sobre el extradós tiende a separarse cuando se lo sobrepasa ligeramente, originando una rápida disminución de la sustentación con un marcado cabeceo hacia abajo. Como normalmente una de las semialas inicia primero la caída, ésta puede conducir al tirabuzón (barrena). Esta situación conocida como pérdida de velocidad varía según las formas de los perfiles alares, así los perfiles finos de poca curvatura y bordes de ataque agudos conducen a pérdidas secas y violentas porque la separación de la capa límite se inicia en el borde de ataque y se extiende en todo el extradós, mientras que en perfiles espesos, de gran curvatura y bordes de ataque redondeados la separación del flujo se inicia en el borde de salida y se extiende progresivamente hacia adelante si aumenta la incidencia, resultando una disminución de la sustentación con incremento de la resistencia más gradual.

Para conseguir que la pérdida se inicie en la raíz y progresivamente hacia las puntas de ala, asegurando un correcto funcionamiento de los alerones, es conveniente que el ala en planta no presente demasiada convergencia (en especial las de bajo alargamiento), que el ángulo de ataque del perfil sea menor en las puntas con respecto a la raíz y el borde de ataque bastante redondeado.

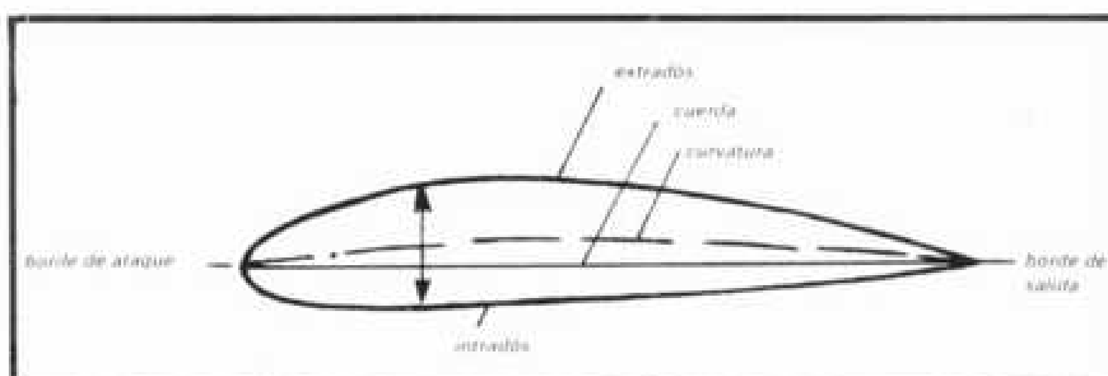
Cuando el ala tiene configuración en flecha el peligro de pérdida prematura es más marcado y para evitarlo se procede a dotar la sección alar externa en el borde de ataque con aletas de ranura, placas antideslizamiento en el dorso del ala y dentado de distinta geometría. Con el mismo fin se emplean secciones de ala con curvatura hacia abajo bastante acentuada, en el borde de ataque (que retardan la manifestación de la pérdida) y bordes agudos hacia la raíz (que anticipa el fenómeno). Se suelen emplear indicadores de pérdida de velocidad para advertir la proximidad del fenómeno.

Una particular condición de pérdida se presenta en aviones con cola en T, en los cuales la estela de torbellinos que se destaca del ala y del fuselaje en la pérdida puede envolver el empenaje horizontal disminuyendo peligrosamente la eficacia del estabilizador y de la superficie de control, pudiendo conducir a una caída en actitud de la cual sería imposible salir.



La estela de torbellinos que en alta incidencia se destaca de un ala en pérdida de velocidad y envuelven el empenaje horizontal de un avión con cola en T, le reducen la eficacia del control a tal punto que puede hacer imposible la salida de esta condición.

Perfil alar: es el contorno de la sección de un ala cortada por un plano vertical paralelo al eje longitudinal del avión. En un perfil alar se identifican los siguientes elementos oportunamente definidos: borde de ataque, borde de salida, cuerda, curvatura, espesor, extradós e intradós.



Los perfiles se identifican por la forma del extradós y del intradós, denominándose: convexo-convexo, biconvexo simétrico, convexo-convexo cóncavo, convexo-recto, etcétera, por el espesor pueden ser finos, semiespesos y espesos; según la capa límite sea laminar en sólo una fracción de la cuerda o en una gran longitud de ella serán **no laminares** o **laminares** respectivamente; estos últimos tienen el espesor máximo más atrás (40%, 50% ó 60% de la cuerda) y han encontrado gran aplicación en aviones con velocidades próximas a la del sonido ya que permiten retardar los fenómenos de compresibilidad sobre las alas.

En el campo de las velocidades del sonido hoy se está afirmando el perfil **supercrítico**, cuyas características principales son un extradós de menor convexidad que el intradós, con una sección de reflexión hacia el borde de salida y un espesor del orden del 17% que permite estructuras más resistentes, rígidas, livianas, con un volumen interno grande que facilita la ubicación de mayores cargas.

Para velocidades supersónicas se recurre a perfiles finos con bordes de ataque y de salida muy agudos y cuyas formas básicas son la rómbica, biconvexa y hexagonal.

Los distintos centros de experimentación mundiales tienen normas de reconocimiento de los distintos perfiles ensayados en forma sistemática.

Picada: actitud de descenso de un avión con ángulo pronunciado respecto de la horizontal, superior a los 30°

Pilones: son estructuras que presentan una sección perfilada aerodinámicamente y colocados generalmente en el vientre del ala o en el fuselaje, para trasportar cargas externas o instalar propulsores de chorro.

Pitot, tubo: es un elemento en forma de tubo que colocado en el exterior del avión, alejado de interferencias aerodinámicas, permite captar la presión total (presión dinámica + presión estática) y la presión estática en vuelo.

La diferencia de ambas presiones, medida en un instrumento que tiene una cápsula diferencial como elemento sensible, permite obtener la presión dinámica y con ella se calibra el instrumento en velocidades indicadas (velocímetro).

El tubo pitot tiene una entrada de aire perpendicular al viento relativo (presión total) y orificios paralelos a la dirección de la corriente (toma estática) comunicados con sendas cámaras de donde salen las tuberías para los distintos instrumentos. Su nombre proviene de quien ideó el tubo para tomar la presión total, el francés Henry Pitot, en el siglo XVII, al que se le agregó el elemento para entrada de la presión estática y otros que complementan el sistema.

Placas antideslizamiento: son placas que se colocan en el dorso del ala para evitar o reducir la tendencia a la pérdida de sustentación prematura de los extremos del ala, que se produce en las alas en flecha debido al desplazamiento del flujo de aire desde la raíz hacia las puntas, con el riesgo del desprendimiento de la capa límite y la pérdida de control lateral.

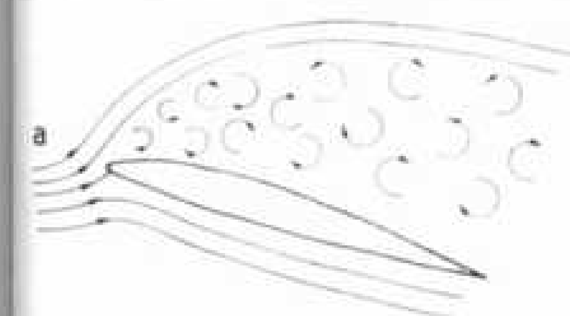
Estas superficies se instalan en el extradós, paralelas al eje longitudinal del avión, mejorando sus características de pérdida y control. El MiG 15 fue uno de los primeros ejemplos de aplicación de estas placas colocadas en número de cuatro y con una gran cuerda.

Planeo: también vuelo planeado es la condición en la que un avión con el motor detenido o con tracción inapreciable, para continuar su movimiento relativo a través del aire debe consumir su energía cinética o potencial, por lo que si no pierde velocidad debe perder altura.

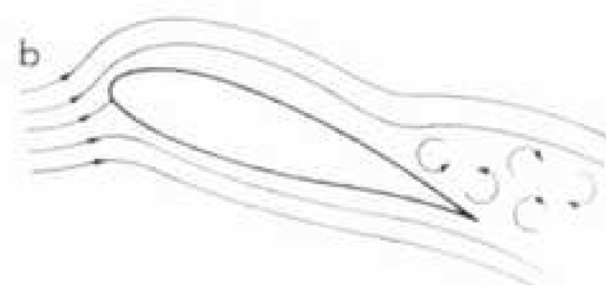
El mínimo ángulo de planeo se obtiene para el máximo valor de la relación CL/CD que se determinan para cada avión calculando los valores de CL y CD (en este último se incluyen todas las resistencias pasivas) para los sucesivos ángulos de ataque.

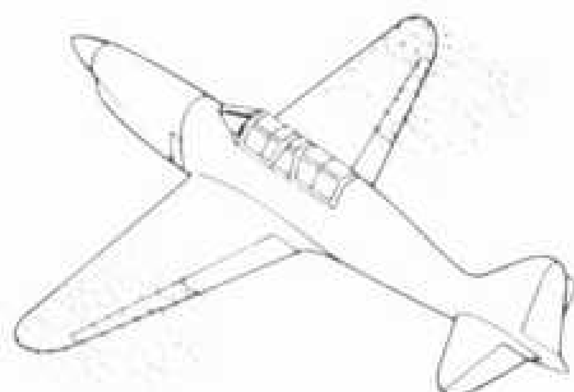
Volando con el ángulo mínimo de planeo se alcanzará la distancia máxima para una determi-

PÉRDIDA DE VELOCIDAD

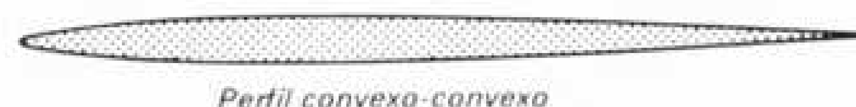


La pérdida de velocidad de un perfil relativamente fino y con borde de ataque más bien agudo (a) se inicia en el borde de ataque y se extiende a toda la cuerda. Un perfil más espeso y borde redondeado (b) produce una pérdida gradual que se inicia en el borde de salida y avanza hacia el borde de ataque.





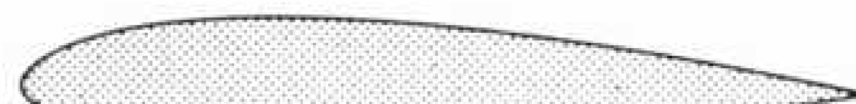
Una excesiva convergencia del ala y la adopción de perfiles finos con borde de ataque agudo en las puntas, si no se corrigen con un adecuado alabeo o con aletas de ranura anteriores conducen a la pérdida prematura de las puntas y anulan la eficacia de los alerones.



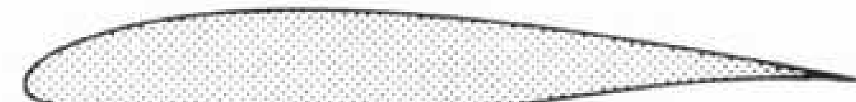
Perfil convexo-convexo



Perfil convexo-plano



Perfil biconvexo simétrico

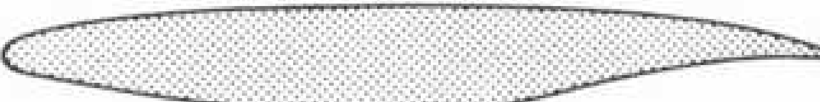


Perfil convexo-convexo cóncavo

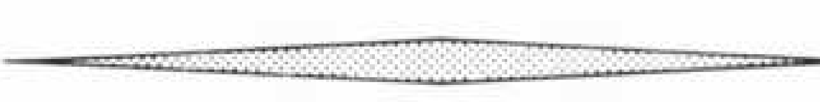




En un perfil no laminar (a) la capa límite que roza el dorso del fuselaje, permanece laminar sólo en una pequeña parte de la cuerda; en un perfil laminar permanece laminar en un alto porcentaje de la cuerda (b)



Perfil supercrítico



Perfil supersónico

nada variación de cota y esta condición es independiente de la carga del avión.

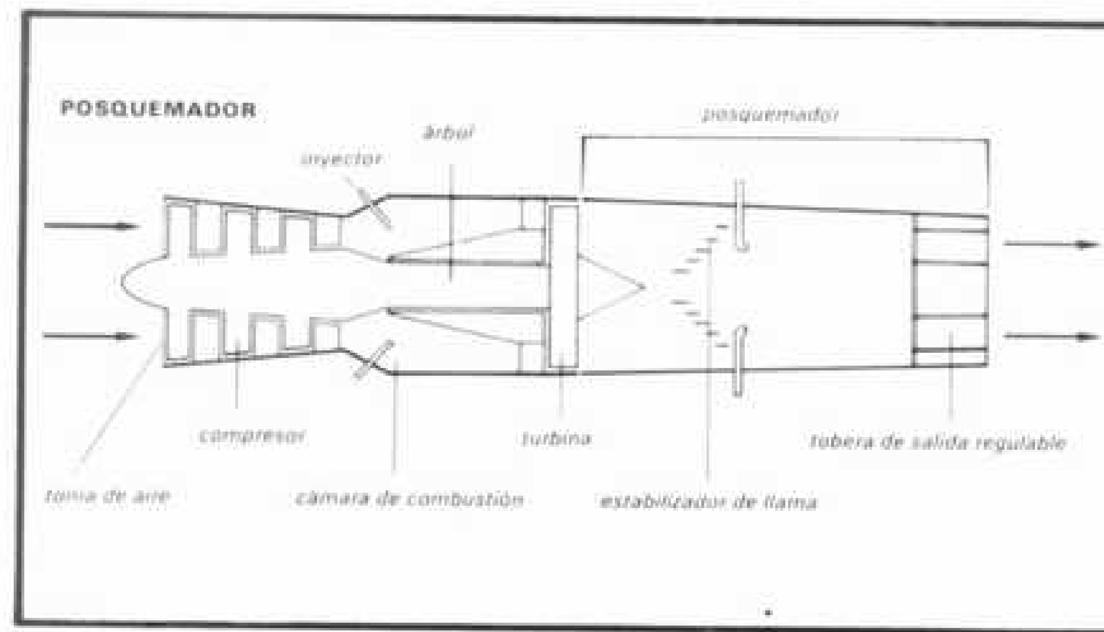
Platabanda: denominación de las secciones superior e inferior de los largueros del tipo doble T, de los que llevan uniones con montantes y diagonales y en las estructuras del tipo cajón.

Poscombustión: también **combustión posterior**, es un dispositivo que permite aumentar considerablemente el empuje de un turborreactor mediante la inyección de combustible en el chorro de descarga detrás de la turbina, utilizando para el quemado el aire excedente empleado para la refrigeración de los gases de la combustión, cerca de tres cuartas partes del total, ya que éstos deben entrar en la turbina con menos de 1300° para no dañarla.

La inyección de combustible eleva la temperatura de los gases a más de 1700° y aumentan su volumen y velocidad de eyección. Un aumento de empuje del orden del 70% requiere triplicar los consumos de combustible, por lo cual el posquemador debe ser usado en cortos intervalos como en decolajes, acciones evasivas de combate, interceptación del enemigo, etcétera.

La necesidad de un conducto de descarga más largo, orificio de salida regulable para adaptarlo a las variaciones de sustentación y cota, la instalación necesaria para el estabilizador de llama para el gas de descarga, aumentan el peso del turborreactor y producen una reducción del empuje en operación normal.

Presurización: técnica aplicada para asegurar una presión de aire confortable para la tripulación y



el pasaje de un avión que vuela a gran altura, consistente en el ingreso de aire a presión más elevada que la del ambiente exterior.

La presurización es obtenida por medio de compresores apropiados (aviones con motores a pistón) o directamente de los compresores del propulsor (aviones con turborreactores o turbohélices) y se aplica normalmente de manera de incrementar la presión aproximadamente al doble de la atmosférica, con lo cual volando a 5000 metros de cota, aproximadamente, se obtiene la presión del nivel del mar. En los aviones estratosféricos se mantiene una presión equivalente a la que existe a 3 000 metros de altura.

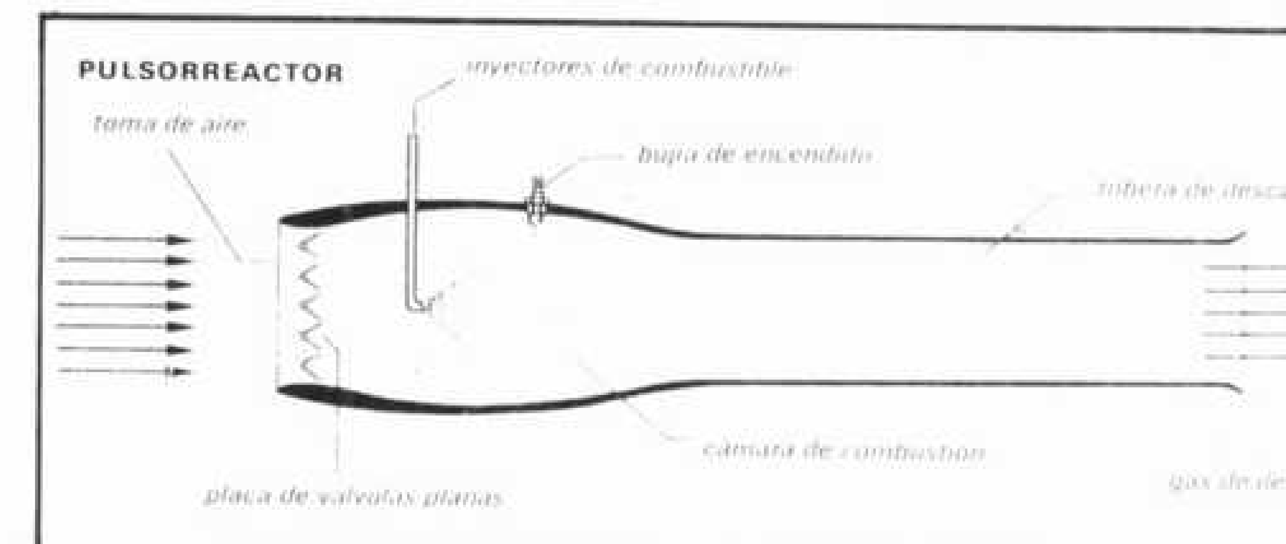
Su empleo demanda técnicas de construcción para las estructuras de las cabinas que soporten la fatiga de muchísimos ciclos de compresión y descompresión en los ascensos y descensos del avión.

Punta de alas: también **punteras**, son las extremidades externas de las alas.

Pulsorreactor: es uno de los motores más simples empleados para la propulsión por chorro. Provee empuje aun con velocidad relativa cero del aire exterior.

El sistema consiste en un conducto de combustión que lleva en la sección de entrada del aire, una placa con válvulas planas de resorte que tienden a mantener cerrada la entrada de aire exterior, un sistema de inyección de combustible, la cámara de combustión y la tobera de escape. Una bujía (antorcha) produce el encendido inicial que luego se mantiene por la temperatura en la cámara de combustión. Al producirse la combustión la presión mantiene cerradas las válvulas y los gases escapan hacia atrás produciendo el empuje, al mismo tiempo que una depresión en la cámara de combustión abre las válvulas y admite aire nuevo que enciende el combustible inyectado y genera nuevos ciclos sucesivos que mantienen un empuje casi constante, por la rapidez con que se originan las pulsaciones. Su eficiencia cae rápidamente a velocidades del orden de los 650 km/h.

Durante la Segunda Guerra Mundial este motor se aplicó en las bombas volantes alemanas V-1, para el bombardeo a Inglaterra.



R

Radiador: es un sistema para trasferir al aire el calor absorbido por un líquido refrigerante o del lubricante del motor.

En los desarrollos sucesivos se buscó tanto la reducción del peso como la de la resistencia aerodinámica, adoptándose líquidos refrigerantes especiales (glicol y glicol etileno) así como diseños con **radiadores entubados** donde el mismo aire refrigerante de la entrada absorbía el calor del bloque del radiador y al resultar acelerado en la salida producía un empuje que compensaba en parte su resistencia.

En la actualidad los motores empleados tanto del tipo alternativo como los de turbina tienen un solo radiador, el del lubricante. En los del segundo tipo pueden ser reemplazados por intercambiadores de calor, donde el combustible actúa como refrigerante, antes de entrar en la cámara de combustión y el calor recibido del lubricante permite aumentar el rendimiento del quemado.

Radio de acción: en los aviones militares se emplea esta expresión para significar la máxima distancia que puede alcanzar un avión con su carga completa de operación y regresar a su base, manteniendo una reserva de combustible para combate, errores de navegacion y otros. Esta reserva puede variar si las operaciones son de adiestramiento o en tiempo de guerra.

Radomo: es la cubierta de material dieléctrico dentro de la cual se instala en el exterior del avión, la antena de radiolocalización. Puede adoptar formas y tamaños muy variables de acuerdo con la función a la que se los destina.

Raíz del ala: es la extremidad de la semiala que está unida al fuselaje.

Ranuras: (en inglés **slots**) se sabe que el flujo alrededor del ala puede ser sensiblemente de **régimen laminar** para pequeños ángulos de ataque pero cuando llegan a un cierto valor los filetes fluidos tienden a separarse de la superficie formando torbellinos y disminuyendo la depresión sobre el extradós y la sustentación, en vez de seguir aumentando con el incremento del ángulo de ataque, disminuye. El fenómeno se llama "pérdida de velocidad" y el ángulo de ataque cuando éste aparece, "ángulo crítico" (entre 15° y 20°).

En Alemania Lachman y Handley Page en Inglaterra desarrollaron la teoría del ala con ranuras. Una ranura en el borde de ataque regulariza el régimen de la corriente de aire, haciendo que el desprendimiento de los filetes fluidos se produzca a mayores ángulos de ataque (23° a 29° que pueden llegar a ser de 30° a 45°) que el crítico.

Se han efectuado ensayos con una o más ranuras hechas directamente a través del ala (slots) pero han dado mejor resultado las que resultan por el espacio que deja una **aleta de ranura** (en inglés slat) que se separa del borde de ataque del ala (aleta Handley Page).

Redán: se indica con este término el escalón de la parte inferior del casco (quilla) de un hidroavión, que coincide con una cuaderna resistente que tiene como función facilitar el despegue del agua para pasar a la condición de vuelo. El correcto diseño del redán (eventualmente más de uno) es de gran importancia para asegurar un satisfactorio decolaje.

Reductor: conjunto de engranajes de distintos tipos empleados para reducir la velocidad de giro de una hélice o de un rotor con respecto al árbol de la unidad motriz.

Las relaciones de trasmisión son generalmente del orden de 1:2 en los motores alternativos que accionan hélices, de 1:20 en los turbohélices y pueden llegar a 1:100 en el caso de turbinas que accionan rotores de helicópteros.

Regla del área: de los resultados de los cálculos y pruebas se ha determinado que un cuerpo de revolución con alta relación de fineza (relación entre la longitud y el diámetro del cuerpo) y sin modificaciones bruscas de su contorno, ofrece la menor resistencia aerodinámica, cuando la sección de la nariz es ojival y no cónica.

En los aviones no es posible obtener un verdadero cuerpo de revolución; la cabina, el ala y el empenaje se presentan como salientes que no se pueden eliminar y modifican la forma ideal. Se puede reproducir un cuerpo de revolución equivalente si las secciones normales al eje longitudinal del avión se conforman de manera que la superficie de cada sección a lo largo del eje presente el efecto de un suave contorno aerodinámico. Para ello es necesario quitar material en las secciones de los salientes, por ejemplo en una sección normal donde se encuentra el ala deberá reducirse la superficie del fuselaje, procediendo de igual modo a todo lo largo del avión. En algunos casos deberá agregarse material para suavizar el contorno.

Se puede observar en la vista de planta del fuselaje en algunos aviones transónicos, el clásico "cuerpo de avispa" consecuencia de la aplicación de la regla del área.

Las experiencias confirman el resultado de la aplicación de esta regla y la marcada reducción de la resistencia, pero en general se considera que no es aplicable a partir de Mach 1,5.

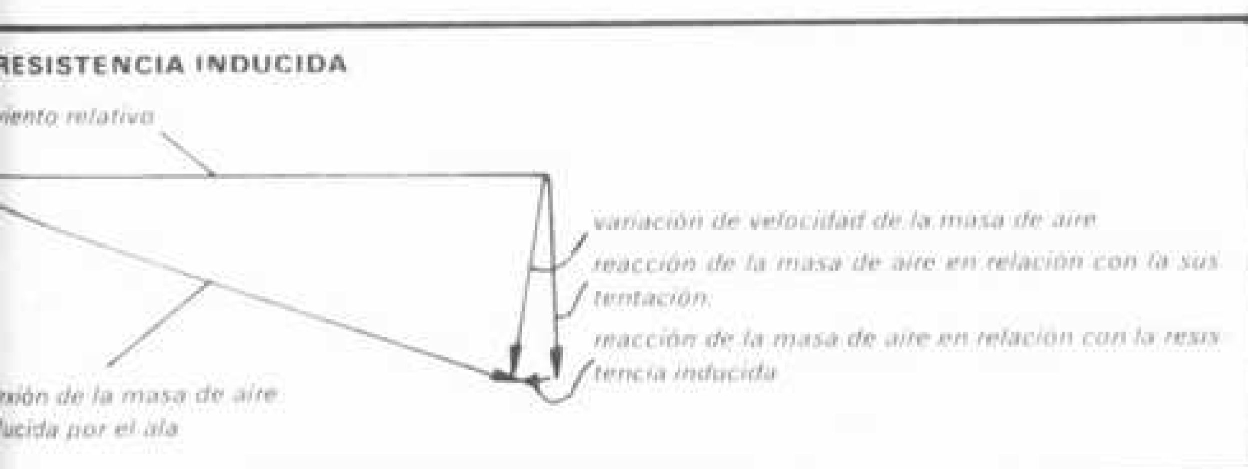
Resistencia al avance: es la suma de las resistencias aerodinámicas de distinto origen que se oponen al desplazamiento del aeromóvil en la masa de aire. En ella están incluidas las resistencias que se definen a continuación.

Resistencia de forma, también **resisten-**

cia de presión, se debe a que los fluidos reales no se acomodan a la superficie del perfil y dan origen corriente abajo a un flujo turbillonario (estela), como resultado del desequilibrio de las presiones adelante y atrás del cuerpo. El valor de esta resistencia es pequeño en los cuerpos curentilíneos.

Resistencia de fricción, se produce por efecto de la viscosidad del fluido, el cual al tomar contacto con un cuerpo sumergido en él y cuando existe un movimiento relativo entre ambos, parte de la energía del cuerpo se trasfiere a las moléculas próximas y hasta una distancia igual al espesor de la capa límite produciendo una acción de frenado. El valor de esta resistencia depende del grado de pulimento del cuerpo, de la viscosidad del fluido y es función de la velocidad relativa y de la superficie expuesta.

Resistencia de onda. Por efecto de la compresibilidad del aire los cuerpos que se mueven en él, producen ondas de compresión y expansión que se propagan en todas direcciones en el movimiento subsónico; en cambio en el movimiento supersónico la mayor parte de la acción se limita a la superficie del cono de Mach. El cuerpo se traslada con las ondas que él mismo produjo, algo análogo al movimiento de una embarcación rápida que avanza a mayor velocidad que las ondas de superficie que ella generó y las arrastra originando gran parte de la resistencia total. La misma se tiene en cuenta arriba del número de Mach 0,4 y aumenta con la velocidad. Los perfiles empleados en velocidades del orden de la del sonido deben tener el borde de ataque afilado y espesores muy finos.



Resistencia inducida, es la creada por un ala al producir sustentación. Al ser deflexionada la masa de aire hacia abajo por el ala del avión para mantener su cota de vuelo, el diagrama de velocidades muestra la variación resultante del cambio de dirección y sus componentes una normal y otra paralela a la dirección del movimiento que son las reacciones en la masa de aire para producir la sustentación y la resistencia inducida en el avión. Aumentando la velocidad o el alargamiento alar se reduce esta resistencia y se hace nula para alargamientos y velocidades infinitas. En régimen subsónico a igualdad de los otros parámetros un ala de forma elíptica genera la menor resistencia inducida. Los remolinos de las puntas de ala son una manifestación de ella.

Resistencias parásitas, son las resistencias que no son generadas por la sustentación.

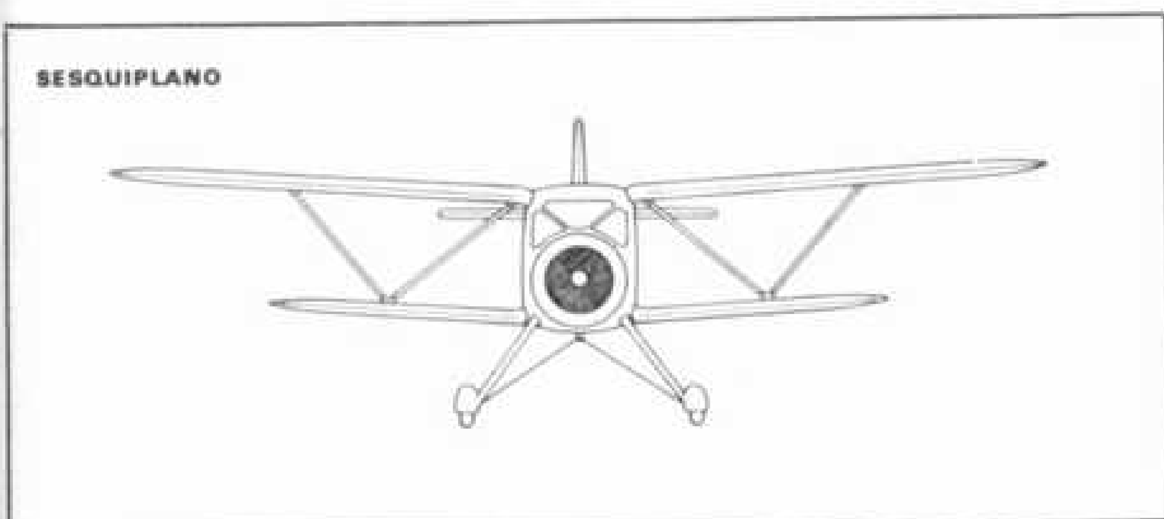
Resistencia por interferencia, es la causada por la acción mutua entre los flujos de dos objetos próximos, por ejemplo si dos cuerpos muy bien fuselados se colocan cercanos entre sí, la resistencia de la combinación es mucho mayor que la de los elementos individuales. Es importante cuando se considera la reacción mutua entre el ala y el fuselaje.

Reticulada, estructura: es un tipo de estructura que se empleaba en los fuselajes que se caracteriza porque las piezas de madera o tubos, se unen entre sí normales o en ángulo, formando una viga resistente que puede llevar varillas longitudinales de forma además del revestimiento.

Revestimiento: es la envoltura que cubre la estructura del ala y del fuselaje para proporcionarles una forma aerodinámica adecuada. El revestimiento de tela sólo tiene este fin, el revestimiento resistente (metálico o madera terciada) contribuye a la resistencia estructural del conjunto y en la construcción monocasco es el elemento más importante.

S

Sesquiplano: el término significa "ala y media" e indica un biplano en el cual una de las alas, la inferior, tiene una superficie, cuerda y envergadura mucho más pequeña que la otra.



Simulador de vuelo: es un equipo que permite a los pilotos y tripulaciones de aviones comerciales y militares mantener un adiestramiento continuo sin necesidad de efectuarlo en vuelo, con una notable reducción de los gastos operativos y permitiendo la reproducción de maniobras tales como las emergencias, que en vuelo ofrecerían riesgos para la máquina y su tripulación; ejecutar ejercicios con armas (militares); reproducir decolajes y aterrizajes en muy variados aeropuertos y con distintas condiciones meteorológicas; hacer prácticas de navegación, etcétera.

Su evolución corrió pareja con el adelanto aeronáutico, desde los primeros y muy simples Link Trainer, hasta sistemas que reproducen exactamente las cabinas de los distintos tipos de avión modernos con todas sus características y performances. También los emplean las casas fabricantes de aviones para ensayos de aparatos de fórmulas avanzadas.

Los servicios de estos simuladores pueden en muchos casos, en que resulta oneroso su instalación por pequeñas compañías comerciales, ser contratados a quienes tienen equipos para sus mismos aviones.

S.T.O.L.: la sigla proviene del término inglés Short Take Off and Landing (decolaje y aterrizaje corto) para indicar aviones estudiados de manera de proveer longitudes pequeñas de decolaje y aterrizaje.

La alta velocidad de los modernos aviones y los propulsores instalados casi exclusivamente para el mismo objetivo producen serios problemas en el vuelo en bajas velocidades, en particular en las fases de decolaje y aterrizaje, haciendo necesario el uso de pistas kilométricas. Por ello se comenzaron a diseñar aviones capaces de efectuar estas maniobras, salvando alturas de 15 metros, en no más de 300 metros que se llevaron a 600 metros por las dificultades de los proyectos.

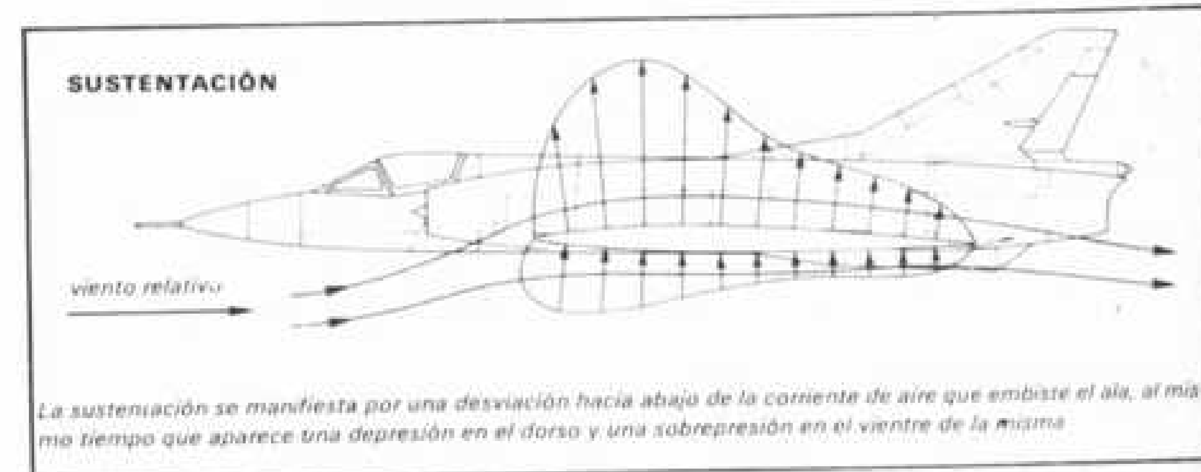
Se estudian y ensayan sistemas complejos de hipersustentación, el soplado de el dorso de las alas por medio de las mismas hélices o por el chorro de descarga de los reactores, deflexión del chorro hacia abajo, inversión del empuje, etcétera. Uno de los problemas más difíciles de resolver es el peligro que ofrece la falta de estabilidad y maniobra en las fases críticas del decolaje y aterrizaje.

Sustentación: es la fuerza originada por el ala en movimiento dentro de la masa de aire que permite al avión mantenerse en vuelo.

Hay varias teorías de aplicación para explicar la sustentación, que se adaptan para el estudio de los distintos factores que interesan al problema. La teoría de la cantidad de movimiento se emplea para determinar la resistencia inducida y el ángulo de ataque inducido; la teoría de la circulación permite obtener la variación de la sustentación con el ángulo de ataque y la teoría de la capa límite aclara sobre la resistencia del perfil y el coeficiente de sustentación máximo.

En la teoría de la circulación, por ejemplo, se supone que el aire que circula sobre el ala, en virtud de su forma, se comporta como un cilindro en rotación sometido a una corriente de aire de velocidad uniforme, lo que determina una aceleración del flujo en el extradós y un retardo en el intradós, lo cual genera una depresión en el dorso del ala y una sobrepresión en el vientre, con el resultado que el ala es succionada hacia arriba por la depresión y empujada en el mismo sentido por la sobrepresión. Ninguna de estas acciones se produciría sin la viscosidad y el rozamiento del aire sobre los cuerpos.

La fuerza de sustentación es una función de la densidad del aire, de la superficie alar, del cuadrado de la velocidad y de un factor (coeficiente de sustentación) que representa las características del perfil y forma del ala.



La sustentación se manifiesta por una desviación hacia abajo de la corriente de aire que embiste el ala, al mismo tiempo que aparece una depresión en el dorso y una sobrepresión en el vientre de la misma

T

TACAN: sigla del inglés Tactical Air Navigation (navegación aérea táctica) que identifica un sistema de radionavegación de ultra alta frecuencia (U.H.F.) que permite al piloto del avión conocer con alta precisión su situación en cualquier momento, con respecto a una estación trasmisora conocida.

El sistema opera según el principio básico del VOR pero tiene mayor precisión y trabaja con una frecuencia portadora del orden de los 1 000 megaciclos, en la que se emiten por impulsos dos pares de señales moduladas para 15 y 135 ciclos por segundo. Cada par consiste en una señal de fase constante y otra de fase variable cuya diferencia permite determinar el radial en que se encuentra el avión. El primer par identifica el sector (de 40° en 40°) y el segundo hace el ajuste de precisión. Un radar secundario, al ser

interrogado por el equipo del avión, establece la distancia a la estación.

La estación terrestre provee: señales de referencia de la función azimut, señales de fase variable de acuerdo con su ángulo de giro, señales de identificación en código morse y respuesta a la interrogación para la función distancia.

El equipo de a bordo efectúa la recepción, ampliación y demodulación de las señales; separa e identifica las señales variables; compara las fases de las señales de referencia y las variables; presenta el azimut y la distancia del avión en los cuadrantes respectivos.

Techo: es la cota a la que puede volar un avión. El **techo teórico** es la cota en la cual el avión empleando su máxima potencia disponible o máximo empuje, alcanzaría cuando se hace cero la velocidad ascensional y se determina teóricamente ya que para alcanzarla se requeriría un tiempo infinito. El **techo práctico** es la cota que el avión puede alcanzar manteniendo una velocidad ascensional de 0,5 metros por segundo.

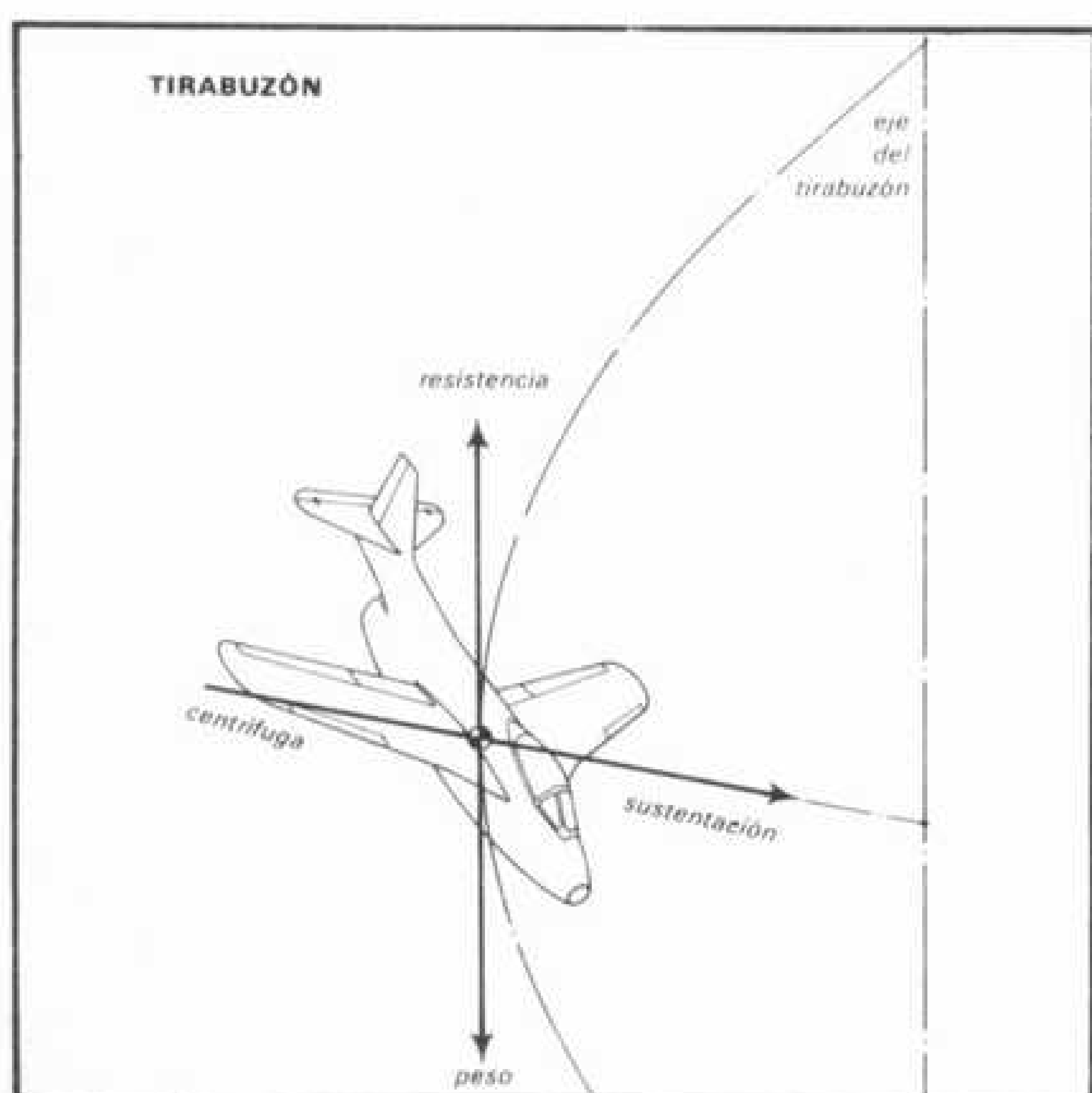
Timón de dirección: es la parte móvil del empenaje vertical, generalmente con eje de charnela en el plano de deriva. Comanda el movimiento del avión sobre su eje vertical (guiñada).

Tirabuzón: se emplea también barrena, es la condición que se produce en vuelo cuando el avión al superar el ángulo crítico de ataque, desciende en una marcada trayectoria helicoidal. Durante esta condición con frecuencia se manifiestan oscilaciones de cabeceo, rolido y guiñada y es bastante frecuente que la estabilización se alcance después de varias vueltas.

El tirabuzón puede ser peligroso ya sea por la considerable velocidad vertical como por la altura necesaria para salir de él. Por ejemplo el caza bisónico Lockheed F-104G "Starfighter" pierde 600 metros de cota por cada vuelta y la maniobra de salida requiere 3000 a 3500 metros.

No hay procedimiento standard para la maniobra de salida pero puede señalarse que durante la misma el elevador o los alerones son prácticamente ineficientes por efecto de la sombra aerodinámica del ala o del fuselaje sobre sus superficies y sólo el timón constituye una superficie útil aunque en tirabuzón plano (viento relativo con ángulo superior a los 45° respecto al eje longitudinal del avión) también éste puede perder efectividad.

Para facilitar la maniobra de salida es conveniente un centro de gravedad del avión avanzado, amplio empenaje vertical, fuselaje achatado en la sección posterior, trompa corta y la reducción de las masas en el ala sobre todo hacia las punteras. Se pueden emplear paracaídas de cola.

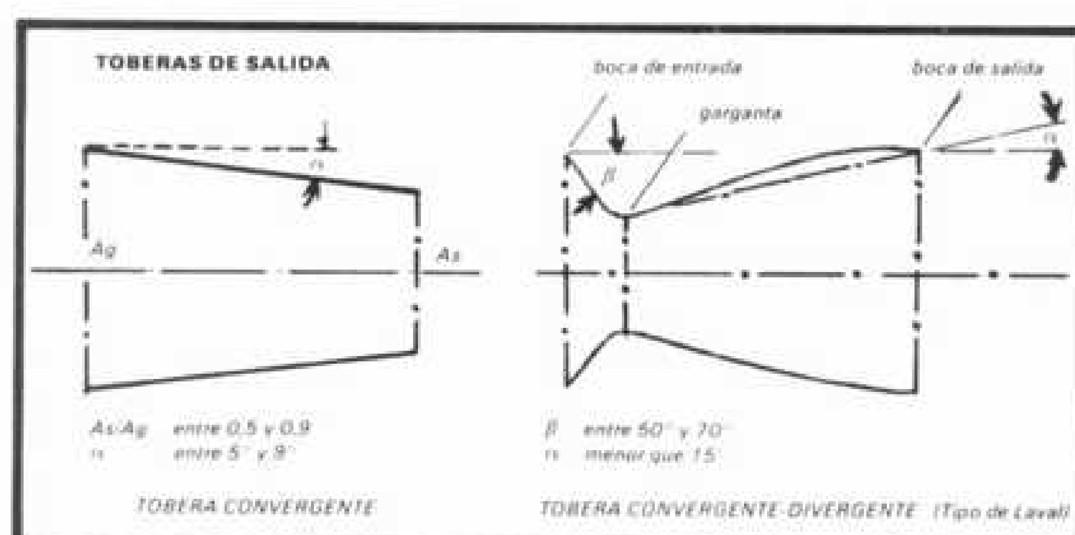


Tobera de salida: con este término se identifica la zona de salida de los gases de los motores de chorro. Sus secciones principales son la **boca de entrada,** la **garganta** y la **boca de salida**.

La función de las toberas es obtener la máxima expansión de los gases para alcanzar la máxima velocidad del chorro.

Las toberas normales de los turborreactores son del tipo **convergente** ya que se adaptan mejor a las distintas condiciones de operación del motor. Para mejorar sus performances para estas variaciones se diseñan toberas que permiten modificar el área en la boca de salida.

Las toberas convergentes-divergentes (tipo de Laval) que permiten una más completa expansión de los gases, no compensan el peso agregado en un turborreactor convencional pero son empleadas en diseños para velocidades supersónicas, en motores cohete y estatorreactores para estas performances.



Toma de aire: es una abertura en la superficie externa del avión para captar el aire usado en diversas aplicaciones y normalmente el término se emplea para la entrada del aire a los motores con turbinas hasta la zona del compresor. Esta sección se identifica también como **difusor**.

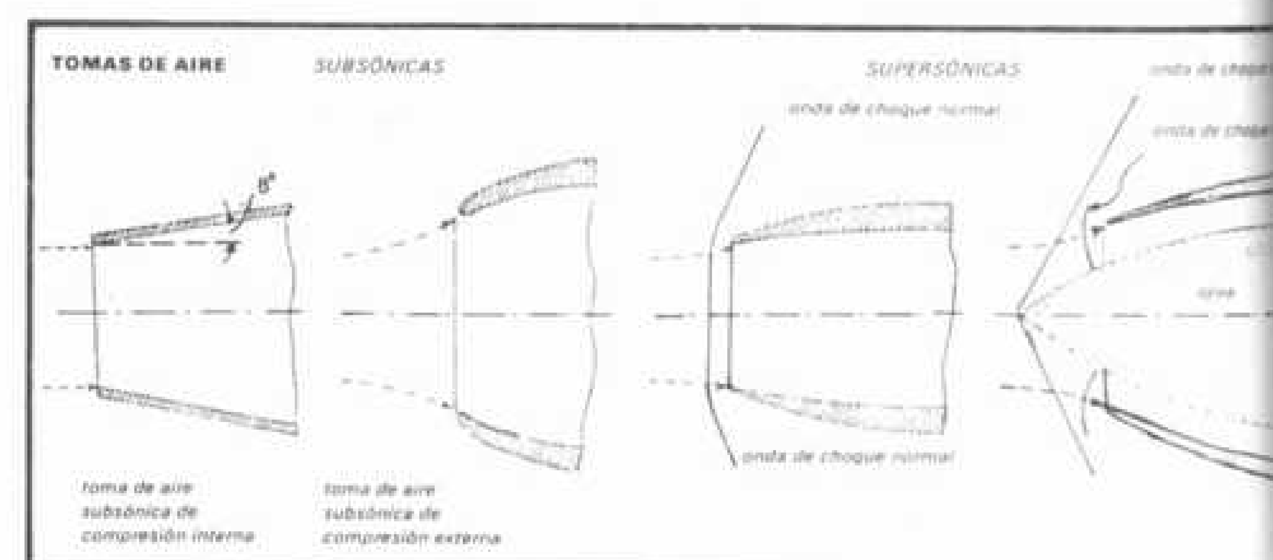
Los difusores trasforman la energía cinética de la masa de aire que entra al reactor en aumento de presión, lo cual debe hacerse en forma gradual y su diseño requiere que se mantenga un rendimiento adecuado desde velocidades supersónicas hasta las bajas velocidades del planeo, carreteo y aun con el avión detenido y desde el nivel del mar hasta cotas de miles de metros.

Los **difusores subsónicos** son aproximadamente circulares con conductos de forma cónica divergente hacia el compresor (eventualmente con tomas de aire suplementarias para las bajas velocidades del decolaje).

En los **difusores supersónicos** para velocidades del avión de bajo número de Mach, la formación de una onda de choque delante del difusor, reduce la velocidad del aire debajo de la sónica y el sistema es de aspecto similar al anterior. Cuando las velocidades son netamente supersónicas, donde debido a la onda de choque se producen grandes reducciones de velocidad con poca ganancia de la presión, el difusor es ampliamente mejorado colocando un cono o cuerpo ojival a la entrada, y la onda formada en el vértice del cono desacelera el flujo hasta aproximadamente la velocidad del sonido, luego una segunda onda de choque normal que se forma cerca de la boca, baja nuevamente la velocidad a subsónica ofreciendo un aumento más gradual de la presión.

El margen de velocidades a que deben operar los aviones supersónicos hace necesario tomas de aire de **geometría variable** cuyas secciones y configuración se modifican mediante dispositivos automáticos y a ello se prestan las características formas rectangulares que se encuentran en muchos aparatos supersónicos.

En difusores dobles en el borde de ataque y próximos a la raíz del ala, para evitar el funcionamiento irregular, efecto de la ingestión de la capa límite en el fuselaje, se emplean ranuras entre éste y la toma de aire, placas o dispositivos análogos.



Tonel: maniobra acrobática que consiste en una rotación alrededor del eje de rolido que puede cumplir un avión ya sea manteniendo su trayectoria rectilínea o sobre una helicoidal. El tonel puede ser ejecutado tanto con eje horizontal como ascendente o descendente y si la rotación no es continua sino que se ejecuta con rotaciones de 90° y al término de cada una permanece por un breve intervalo en la actitud alcanzada se le llama **tonel en tiempos** o en **gajos**.

Torbellino: es el movimiento de giro de una masa de aire alrededor de un eje que se inicia por cualquier circunstancia y por viscosidad se trasmite a la masa aérea que la rodea. El movimiento de los aviones genera torbellinos que son manifestaciones de pérdida de energía originada por las resistencias; así se pueden observar los clásicos torbellinos de punta de ala originados por la resistencia inducida.

La separación de la capa límite en las alas (pérdida de velocidad) puede ser retardada por generadores de torbellinos, que son pequeñas aletas con gran incidencia colocadas en el borde de ataque sobre el dorso del ala, las cuales al producir torbellinos en sus extremos producen una capa de flujo turbulento que en virtud de su mayor energía hacia la superficie con respecto a la capa laminar, demoran su separación y permiten alcanzar ángulos de ataque superiores al crítico, a pesar del aumento de la resistencia por fricción del régimen turbulento.

Travesaño de cola: es una estructura (generalmente dos) que une el ala y el empenaje cuando el fuselaje sólo cumple funciones de carga. No tuvo mucha difusión por las limitaciones de naturaleza aerodinámica y estructurales, salvo en algunos casos de aviones de caza bimotores y trasportes de la fórmula conocida como "vagones volantes".

Túnel de viento: o **túnel aerodinámico** es un conducto que puede adoptar distintas formas y dimensiones, por el que se hace circular una corriente de aire normalmente, mediante una unidad motriz especial, y que pasa por el objeto cuyas características aerodinámicas se quieren medir, el cual está montado en soportes especiales (balanzas) en la **cámara de prueba**.

Los túneles de viento pueden clasificarse por la velocidad de la corriente fluida en la cámara de prueba. Pueden ser túneles subsónicos, transónicos, supersónicos e hipersónicos. Por las características de la cámara de prueba son abiertos o cerrados, hay también túneles de densidad variable, donde se pueden mantener presiones superiores o inferiores a la atmosférica.

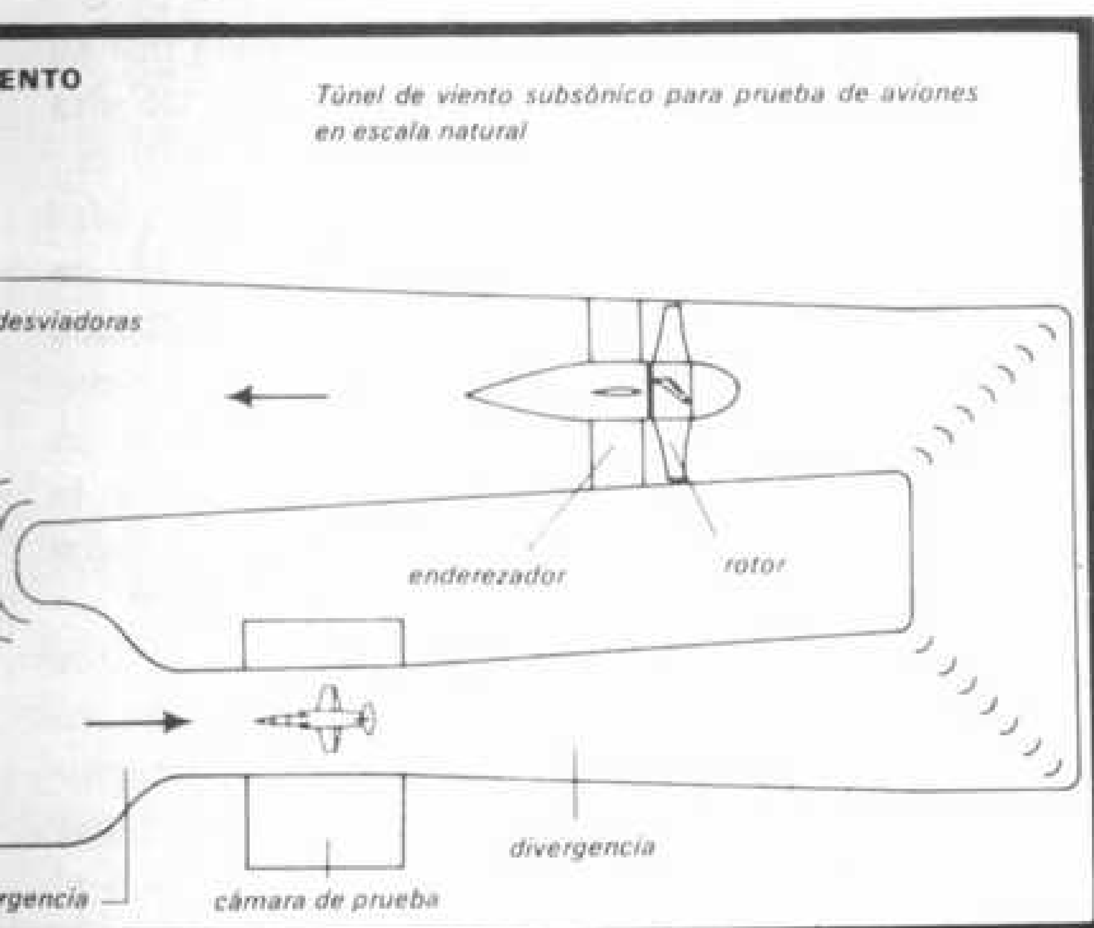
Los túneles subsónicos pueden ser de circuito abierto o cerrado: en el primer caso el aire de circulación sobre el objeto de prueba se disipa en la atmósfera exterior y en el segundo el flujo se mantiene en circulación con una determinada velocidad produciendo menor consumo de energía. La cámara de prueba se encuentra en la **garganta** del túnel, donde la velocidad es mayor.

En los túneles supersónicos la cámara de prueba es de pequeñas dimensiones por la enorme energía que se consume para desplazar la masa gaseosa.

Los túneles de densidad variable reproducen presiones hasta 10 veces superior a la atmos-

férica y permiten utilizar modelos de dimensiones relativamente reducidas así como velocidades del flujo no muy altas, para el estudio de características aerodinámicas de dimensiones y velocidades altas.

En estos túneles se pueden realizar experiencias muy variadas que comprenden la determinación de presiones locales, fuerzas aplicadas, momentos, pruebas de aeroelasticidad, efecto de las ráfagas, estudio del tirabuzón (túnel vertical), comportamiento de tomas de aire, escape de los gases en las toberas, etcétera.

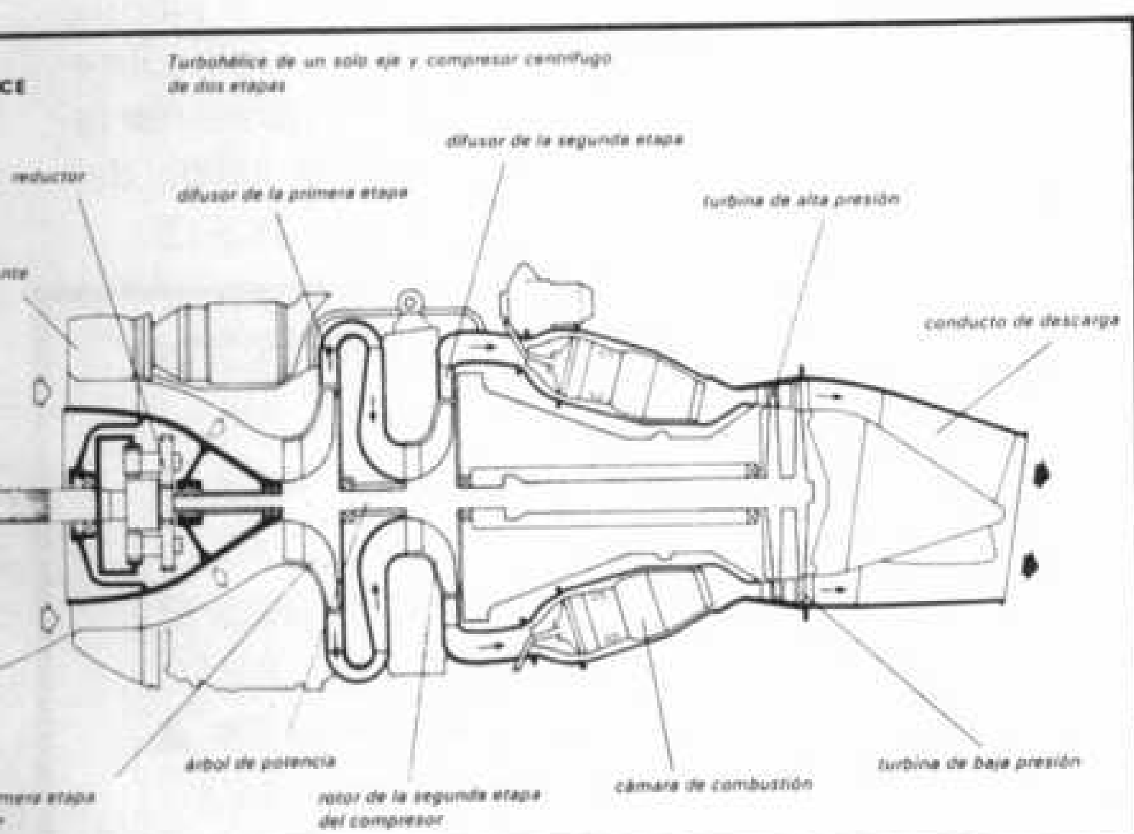


Túnel de viento subsónico para prueba de aviones en escala natural

Turbohélice: es un tipo de motor que deriva del turborreactor y en el plano de sus aplicaciones se encuentra entre el motor alternativo y aquél. Este sistema emplea parte de su potencia para hacer girar una hélice.

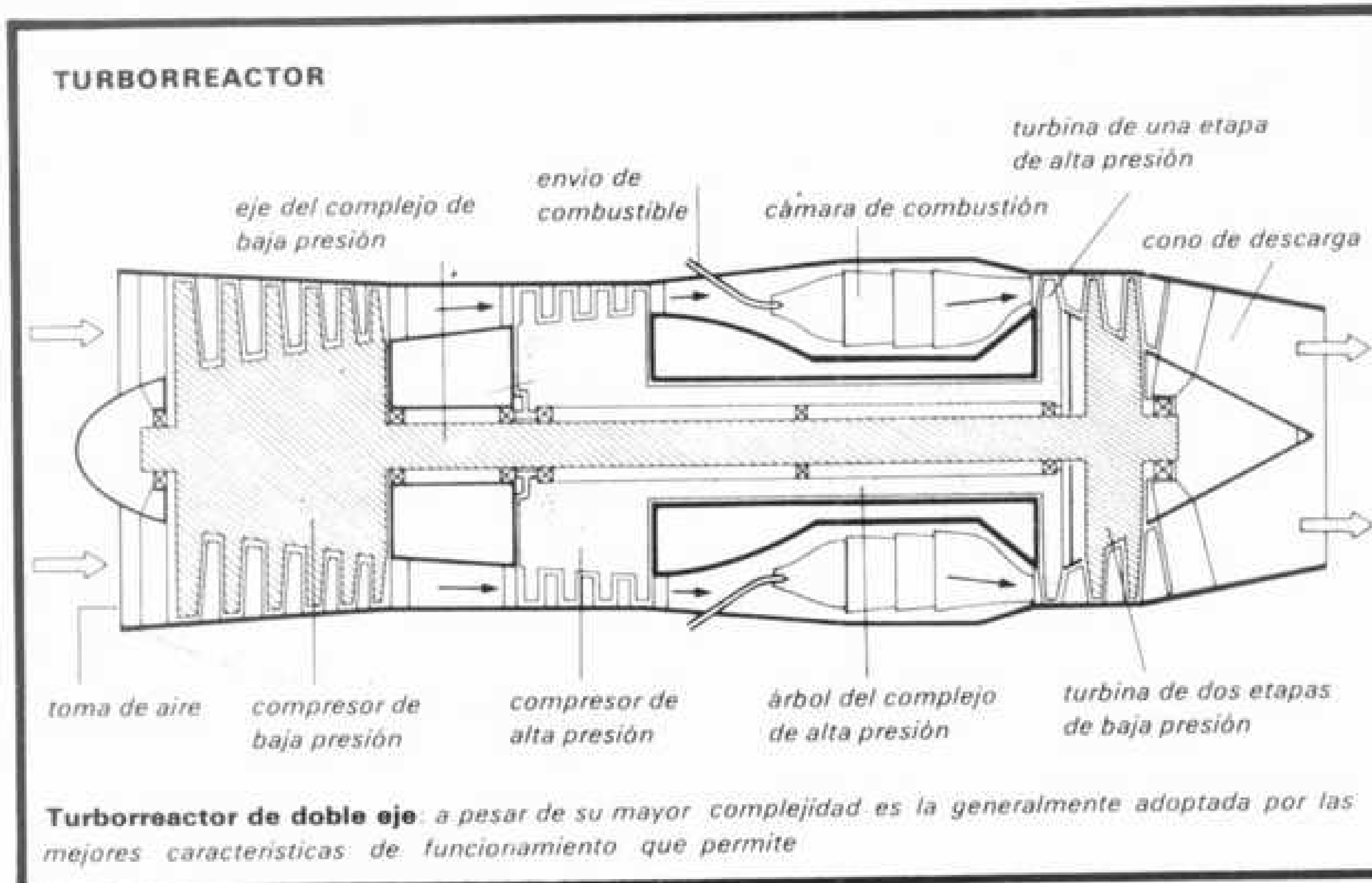
El conjunto está compuesto básicamente por la toma de aire (subsónica) generalmente con protección antihielo, el compresor que puede ser del tipo axial (simple o doble) o centrífugo, la cámara de combustión, la turbina (de una o varias etapas o escalones) y la tobera de salida. La turbina aplica la potencia máxima para mover la hélice y el compresor (en el orden del 90%). Por ser muy alta la velocidad de la turbina se debe emplear un reductor para adecuar la velocidad de la hélice, conectándolo al eje del compresor. Alrededor del 10% de la energía se usa para producir empuje por efecto del chorro de gases.

Con el empleo del turbohélice se pueden obtener potencias que pueden llegar a 15 000 CV, realizado por los técnicos soviéticos y relaciones de peso/potencia entre 0,150 y 0,250 kg/CV con consumos relativamente bajos: 0,200 kg por CV por hora. El mayor rendimiento se obtiene con velocidades en el orden de los 700 km/h.



Turbohélice de un solo eje y compresor centrífugo de dos etapas

Turborreactor: en este sistema todo el empuje se obtiene por el chorro de los gases de escape. El aire atmosférico que pasa por la boca de entrada es comprimido por un compresor centrífugo o axial (simple o doble) y circula para quemar con el combustible inyectado en la cámara de combustión, de donde salen los gases a través de una turbina a la que entregan parte de la energía para mover el compresor, hacia la tobera de escape para escapar al exterior con alta velocidad. Las turbinas pueden ser simples o dobles, las que a su vez mueven compresores simples o compresores de baja y de alta presión.



Turborreactor de doble eje: *a pesar de su mayor complejidad es la generalmente adoptada por las mejores características de funcionamiento que permite*

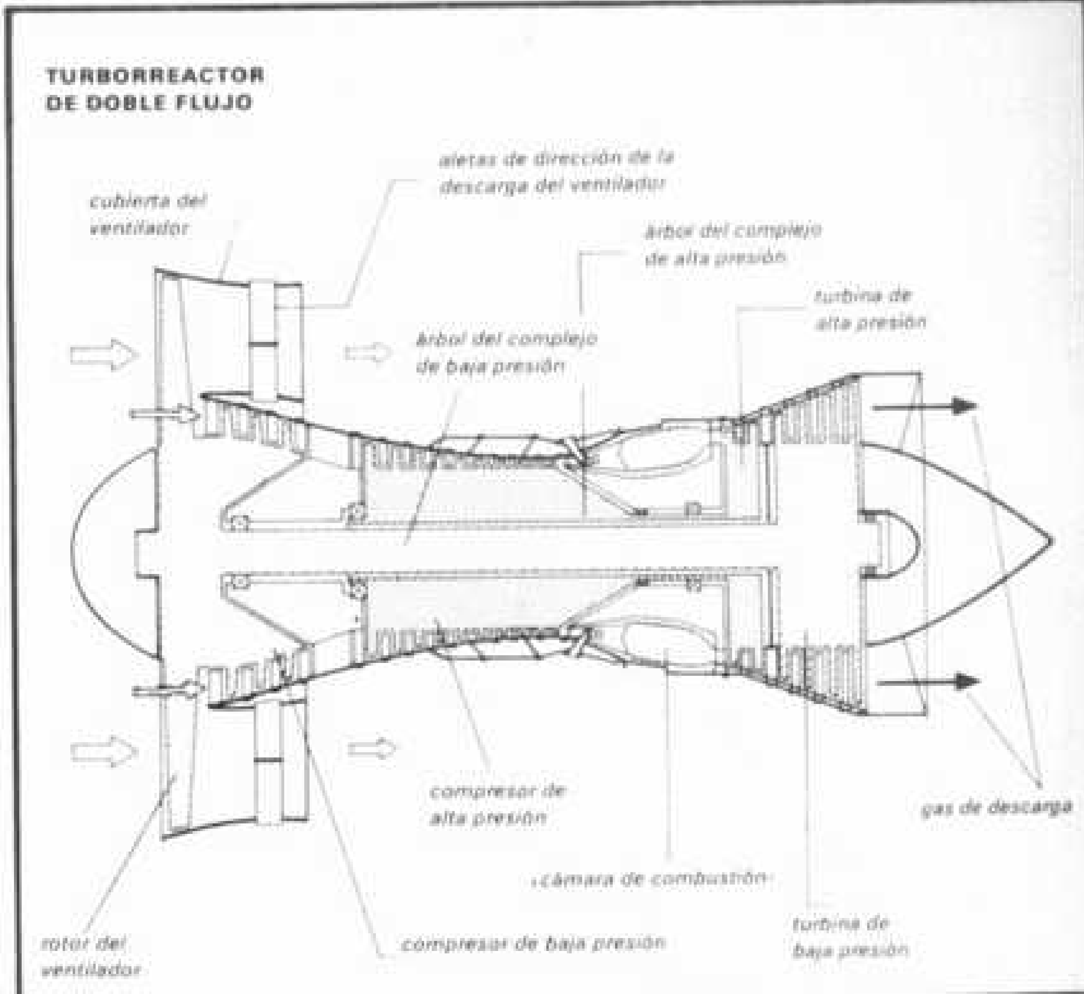
En los turborreactores, mayores empujes y dimensiones ofrecen la ventaja de menores consumos específicos con respecto a los más pequeños, pero éstos también han comenzado a imponerse por una mejor relación empuje/peso. En primera aproximación, el empuje entregado por un turborreactor es proporcional a su sección frontal (que depende de la masa de aire absorbida y por consiguiente eyectada), mientras su peso crece con el volumen. En consecuencia entre dos reactores similares, uno de los cuales tiene dimensiones lineales el doble que las del otro, el más grande tendrá un empuje cuatro veces mayor que el más pequeño (que a su vez tiene una sección frontal cuatro veces menor), pero el peso será ocho veces superior, por lo cual la relación empuje/peso favorece al más chico por el factor 2:1 **(ley del cuadrado-cubo)**. Ésta es una de las razones, además de la seguridad, de la adopción cada vez más difundida de la fórmula bimotor en los más modernos aviones militares.

Los turborreactores modernos han llegado a performances excepcionales pudiendo proveer empujes del orden de los 20 000 kg, consumos de 0,4 kg de combustible por hora y por kilogramo de empuje y relaciones de empuje/peso de 6 o más aún, en diseños especiales de aviones de decolaje vertical.

El rendimiento de estos motores aumenta con la velocidad y arriba de los 1200 km/h, supera el 80%, por efecto de la compresión del aire captada en la toma. Una limitación está dada por la elevación de la temperatura del aire en la toma, a medida que aumenta el número de Mach, lo que requiere que los materiales del compresor sean tan resistentes al calor, como las turbinas a partir de Mach 3 (491°C) y a su vez las turbinas no resistirán las altas temperaturas de los gases de la combustión.

Turborreactor de doble flujo. también **turboventilador**, en inglés turbo-fan, ducted-fan o by-pass engine, es un sistema para emplear en velocidades de vuelo intermedias entre las del turbohélice y el turborreactor, con ninguno de los cuales se obtienen rendimientos en el orden del 80% entre los 800 y 1250 km/h. Esto se ha conseguido aumentando el flujo total de aire comprimido y reduciendo la velocidad neta del chorro.

Se emplea para ello una especie de ventilador acoplado al compresor de baja, que tiene mayor diámetro que éste, o bien un compresor de baja de mayor diámetro que el de alta. Un conducto tubular que se acomoda al ventilador o compresor de mayor diámetro conduce el aire que a la salida se divide en dos partes, una exterior que por conducto concéntrico independiente llega a la descarga y otra que pasa por los compresores de baja y alta o sólo por el de alta, la cámara de combustión, la turbina y llega a la tobera de escape. Las turbinas (una si hay un compresor y dos si hay compresores de baja y de alta) mueven los compresores y el ventilador y el flujo de ambos escapes se aprovecha para el empuje.



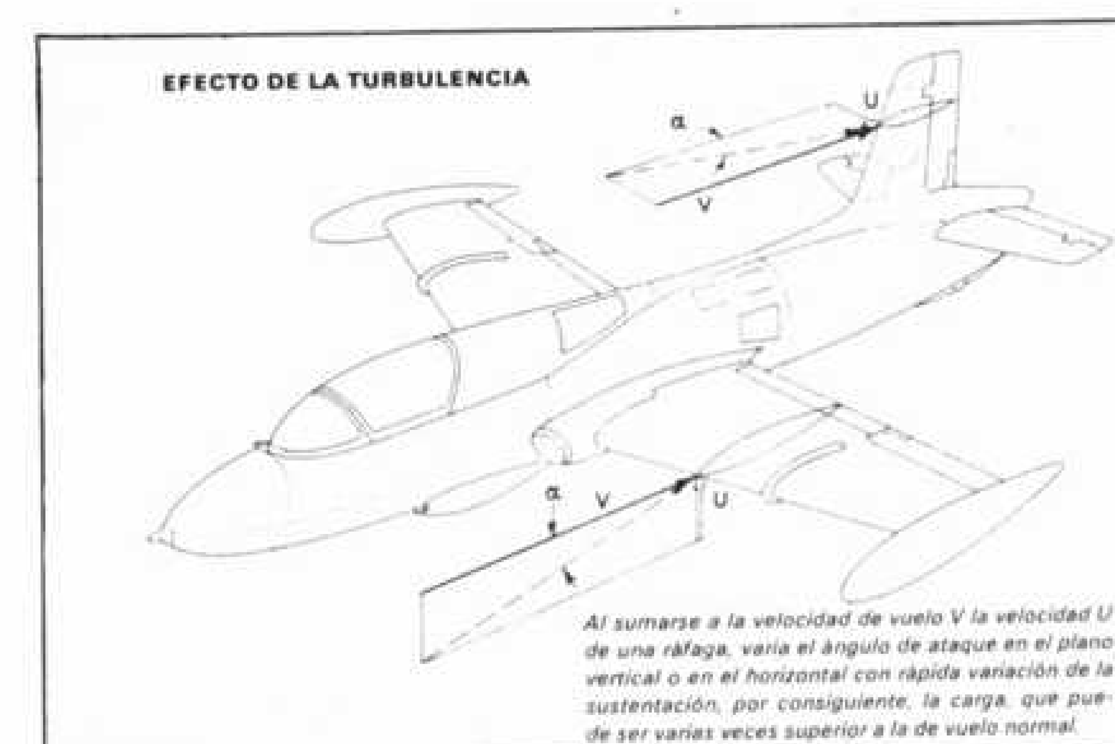
La acción del ventilador generalmente de una etapa, aunque puede tener dos y aun tres, permite tener una masa de gases de descarga que es la suma del chorro frío y el caliente, que a velocidades no muy altas permiten alcanzar elevados rendimientos de empuje, luego limitados consumos en el vuelo a velocidades de crucero.

Se experimenta con paletas de paso variable en el ventilador o simplemente en el estator dispuesto delante de éste, lo que aumenta el rendimiento del ventilador.

Entre el 30 y el 60% del empuje proviene del ventilador o compresor de baja, el consumo de combustible está entre el del turbohélice y el turborreactor corriente; tiene menos peso y ocupa menos espacio, para altas velocidades subsónicas respecto al turbohélice y en despegue y trepada a nivel del mar es superior al turborreactor, aunque presenta mayor superficie frontal y puede producir mayor ruido en vuelo y vibraciones debido a las paletas del ventilador.

El rendimiento para velocidades entre 725 y 1200 km/h es superior al 80%, llegando al 86% a los 1000 km/h. Con estos motores se obtienen empujes superiores a los 20 000 kg.

Turbulencia: es un fenómeno meteorológico por el cual la masa atmosférica presenta fuertes ráfagas, en particular verticales, que se traducen en un aumento de las cargas alares que pueden tener valores muy altos, debido a las variaciones bruscas del ángulo de ataque sin el acompañamiento de una reducción de velocidad equivalente. Resulta peligrosa la turbulencia con ráfagas intensas, para aviones comerciales que tienen estructuras calculadas para factores de carga relativamente bajos, si no se ha tomado la precaución de reducir preventivamente la velocidad de vuelo.



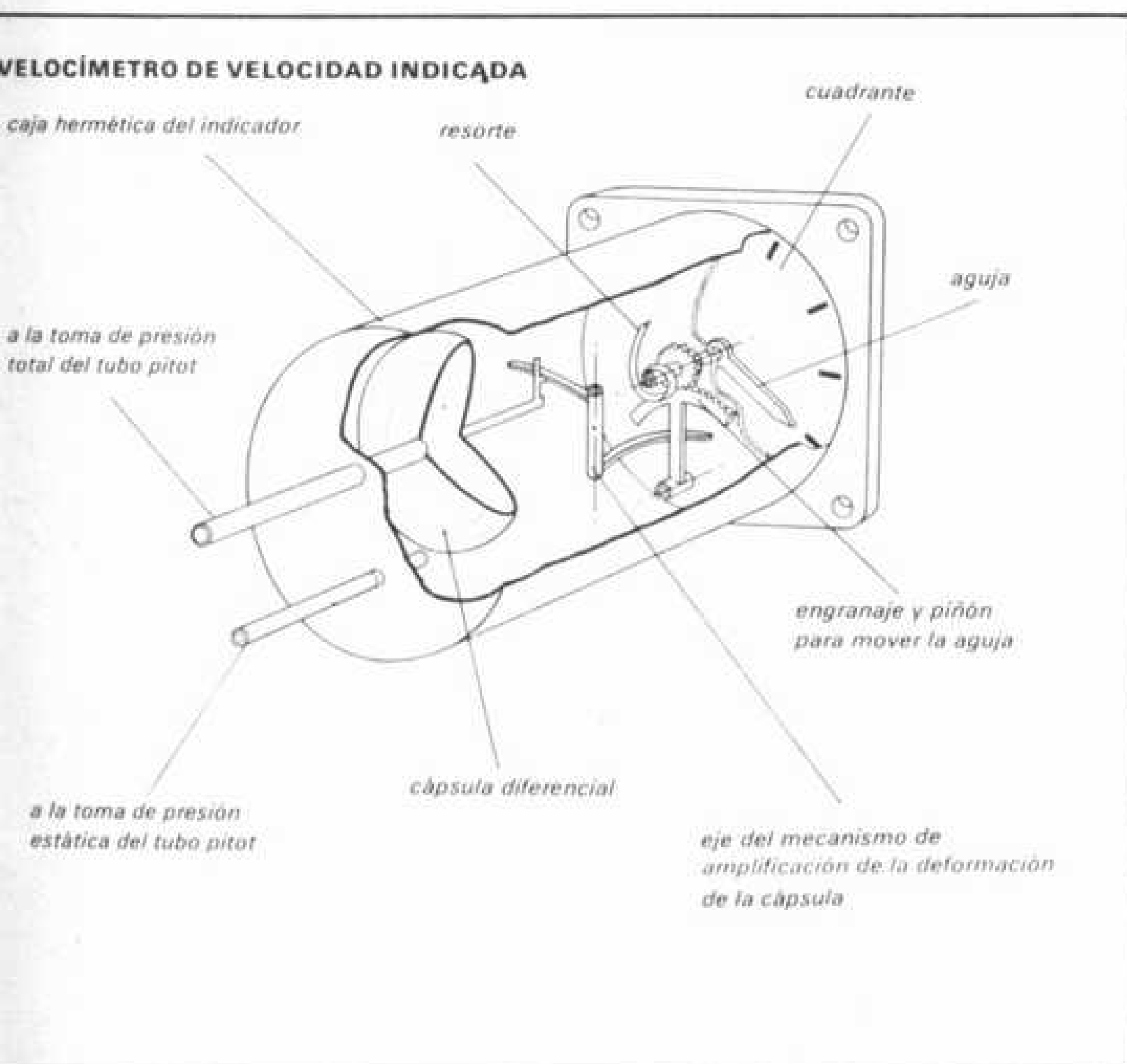
Al sumarse a la velocidad de vuelo V la velocidad U de una ráfaga, varía el ángulo de ataque en el plano vertical o en el horizontal con rápida variación de la sustentación, por consiguiente, la carga, que puede ser varias veces superior a la de vuelo normal.

V

Variómetro: ver indicador de velocidad vertical.

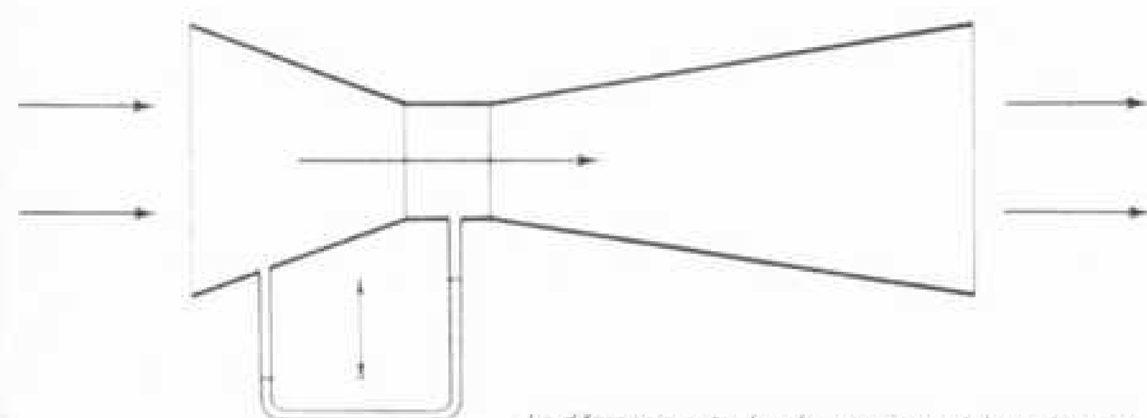
Velocímetro: es un instrumento que permite conocer la velocidad del avión en vuelo. Básicamente el indicador consiste en una caja hermética que contiene una cápsula diferencial, la cual recibe la presión total en su interior, mientras que la presión estática se manifiesta en la caja, tomadas ambas de las cámaras del tubo pitot. La diferencia de estas presiones es la presión dinámica, que produce la deformación de la cápsula cuando se desplaza el avión. Como la presión dinámica es una función de la densidad del aire y del cuadrado de la velocidad, calibrando en unidades de velocidad el instrumento, se puede establecer ésta durante el vuelo. El velocímetro normalmente se calibra en nudos y para la densidad del aire a cota cero de la atmósfera standard, es decir que la lectura no corresponde a la velocidad que se desplaza el avión en la masa de aire, a no ser que se esté volando en una atmósfera que tenga la densidad de la calibración, y se denomina **velocidad indicada**. Ésta es la que en vuelo interesa conocer y que permite efectuar distintas maniobras, en tanto que la velocidad respecto al aire **(velocidad verdadera)** se calcula con la temperatura del aire exterior y presión estática en la cota de vuelo (dato del altímetro), para navegación.

Empleando el velocímetro de velocidad indicada, la velocidad de pérdida es siempre la misma independientemente de la altura de vuelo, lo mismo que las velocidades de planeo, máxima de maniobra de flaps, etcétera ya que en realidad se está midiendo una presión dinámica.



Venturi: es un tubo con eje paralelo a la corriente de aire que lleva dos secciones de forma troncocónica, con las bases en los extremos, unidas entre sí por una sección de menor diámetro, la **garganta**, donde por la ley de Bernouilli se produce una depresión ante el pasaje de un flujo gaseoso. El cono anterior es el de menor longitud y ambos tienen medidas angulares y dimensiones determinadas experimentalmente.

El venturi se empleó en las primeras etapas del vuelo como fuente de energía para instrumentos giroscópicos neumáticos y tiene aplicación en los carburadores del tipo de aspiración, en cuya garganta se aspira y vaporiza el combustible.



La diferencia entre los dos meniscos del manómetro conectado entre la sección de entrada y la garganta del venturi indica la depresión en esta última

VOR: de la sigla del inglés V.H.F. Omnidirectional Radio Range (radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia) es una ayuda de radionavegación que proporciona el azimut de un avión en vuelo con respecto a una estación emisora conocida.

El sistema se basa en la comparación entre la diferencia de fase de una señal cuya fase varía con la dirección y otra de fase constante.

Está constituido por cinco antenas emisoras, cuatro horizontales dispuestas de a pares que se cortan en ángulos rectos; la quinta antena está en el cruce de los planos de las anteriores.

La frecuencia portadora de V.H.F. (entre 112 y 117,9 megaciclos) está modulada para 30 ciclos por segundo y en tal forma que cada par presenta una diferencia de fase entre sus antenas de 180°, con un diagrama de radiación en forma de ocho. Ambos pares tienen a su vez una diferencia de fase de 90°, con lo cual se produce un diagrama giratorio que barre el espacio a 30 c.p.s. La antena central modulada también en 30 c.p.s. mantiene la fase constante, mientras que el haz giratorio emite la señal con variación de fase de 0° a 360° en cada ciclo, por lo que al recibirse las señales en el avión se puede medir la diferencia de fase que establece el azimut respecto de la estación. Un receptor cumple automáticamente la función y la presenta en el correspondiente indicador.

Vórtice: ver torbellino.

VTOL: sigla del inglés Vertical Take Off and Landing (decolaje y aterrizaje vertical) que distingue a los aeromóviles con capacidad para despegar y posarse verticalmente.

El término si bien aplicable a los helicópteros, se usa más bien para los aviones que proveen la sustentación en vuelo por medio de un ala fija y en el intervalo de decolaje y a terrizaje pueden hacerlo verticalmente mediante hélices o chorro de gases. Los estudios sobre estos aparatos, iniciados a fin de la década del 50, surgieron como una necesidad militar de obtener máquinas con elevadas performances de velocidad y que necesitaran poco espacio para posarse.

Para el descenso, decolaje vertical y sustentación en punto fijo, el propulsor debe proveer un empuje o tracción superior al peso del aeromóvil; requiere entonces acelerar hacia abajo una masa fluida, tanto mayor cuanto menor sea la velocidad de la misma. Por otra parte el peso y el tamaño del motor sustentador crece en proporción a esa masa gaseosa, si bien disminuye el consumo de combustible.

El helicóptero es el aeromóvil de menor consumo en relación a la sustentación provista por su rotor, pero es inaceptable para el vuelo de alta velocidad.

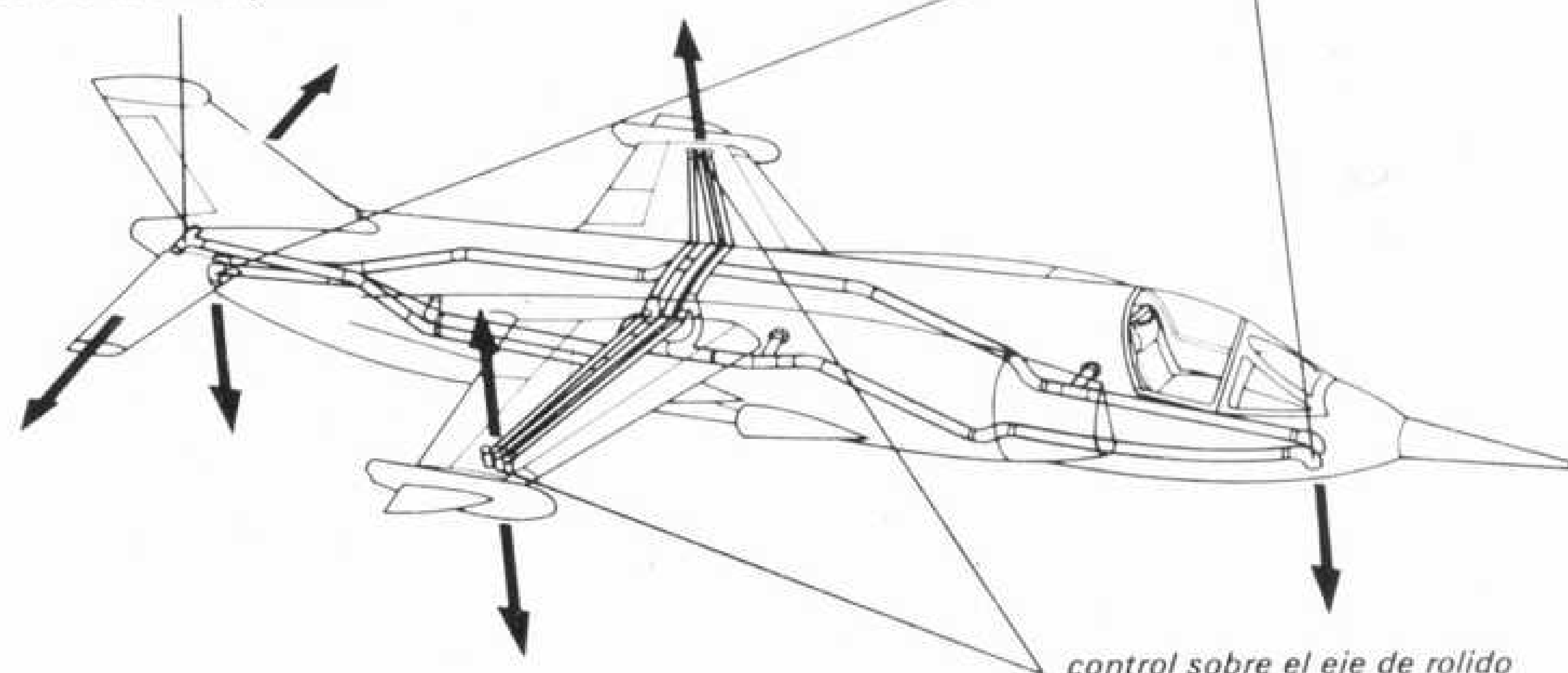
El empleo de hélices desplazables con alas fijas o movibles en el conjunto, para el vuelo de traslado (convertiplanos) no condujo a resultados satisfactorios para el vuelo en alta velocidad, entre otras causas por lo delicado y complejo de los sistemas de trasmisión y reductores entre la planta de poder y la hélice, además de los bajos rendimientos para velocidades horizontales.

La sustentación por chorro permite proyectos de elevada velocidad con motores más pequeños y de menor peso, pero presenta altos consumos en VTOL así como limitaciones en la carga útil. Como ejemplo, para un avión transónico el mantenerse en punto fijo durante 10 minutos requiere el 10% al 20% de su peso en combustible, una gran parte de la capacidad de sus depósitos. Las mayores dificultades residen en la falta de estabilidad y maniobra en las condiciones críticas de vuelo en punto fijo y en la transición a vuelo horizontal, que es donde se han producido la mayor parte de los accidentes con estos aviones. La resolución de estos problemas condujo al control de la maniobra por chorro y la automatización en las fases críticas, de toda la maniobra.

El control de rolido se hace por medio de pares de toberas de escape en los extremos de ala, orientados uno hacia arriba y el otro hacia abajo; para el cabeceo las salidas de los chorros están en la nariz y en la cola y para el control de guiñada pueden disponerse pares en la cola y en la trompa, aunque se puede renunciar a algún par.

Los reactores sustentadores se pueden disponer como reactores de empuje orientable, que actuarían también como motores de traslado; toberas orientables o reactores independientes de los empleados para el vuelo horizontal.

El único avión VTOL operativo en la actualidad es el Hawker Siddeley "Harrier" con un solo turborreactor de doble flujo y cuatro toberas basculantes en el centro de gravedad y a ambos lados del fuselaje. En la fase de transición utiliza 6 pequeñas toberas en los extremos de ala, en la cola y en la proa, conectadas con la salida del compresor.



ÍNDICE ANALÍTICO

Los términos en negrita se refieren a los nombres o siglas de los aviones, los términos en cursiva se refieren a los nombres o siglas de los motores y los números en cursiva indican las páginas donde se encuentran las ilustraciones.

ÍNDICE SISTEMÁTICO

4

PERFILES HISTORIA DE LA AVIACIÓN

